ПРОЕКТИРОВАНИЕ ЗЕНИТНЫХ УПРАВЛЯЕМЫХ РАКЕТ

Издание второе,
переработанное и дополненное

Под редакцией
докторов технических наук
И.С. Голубева и В.Г. Светлова

Допущено Министерством образования Российской Федерации в качестве учебника для студентов высших учебных заведений

МОСКВА
Издательство МАИ
2001

ББК 27.5.14.4
П 79

Авторы: И.И. Архангельский, П.П. Афанасьев, Е.Г. Болотов, И.С. Голубев, А.М. Матвеенко, В.Я. Мизрохи, В.Н. Новиков, С.Н. Остапенко, В.Г. Светлов

Рецензенты:
Научно-учебный комплекс «Специальное машиностроение» Московского государственного технического университета им. Н.Э. Баумана;
ГосНПО «Альтаир»
ГосМКБ «Вымпел»

П 79 **Проектирование зенитных управляемых ракет /** И.И. Архангельский, П.П. Афанасьев, Е.Г. Болотов, И.С. Голубев, А.М. Матвеенко, В.Я. Мизрохи, В.Н. Новиков, С.Н. Остапенко, В.Г. Светлов/Под ред. И.С. Голубева и В.Г. Светлова. – Изд. второе, перераб. и доп. –М.: Изд-во МАИ, 2001. –732 с.: ил.

ISBN 5-7035-2335-4

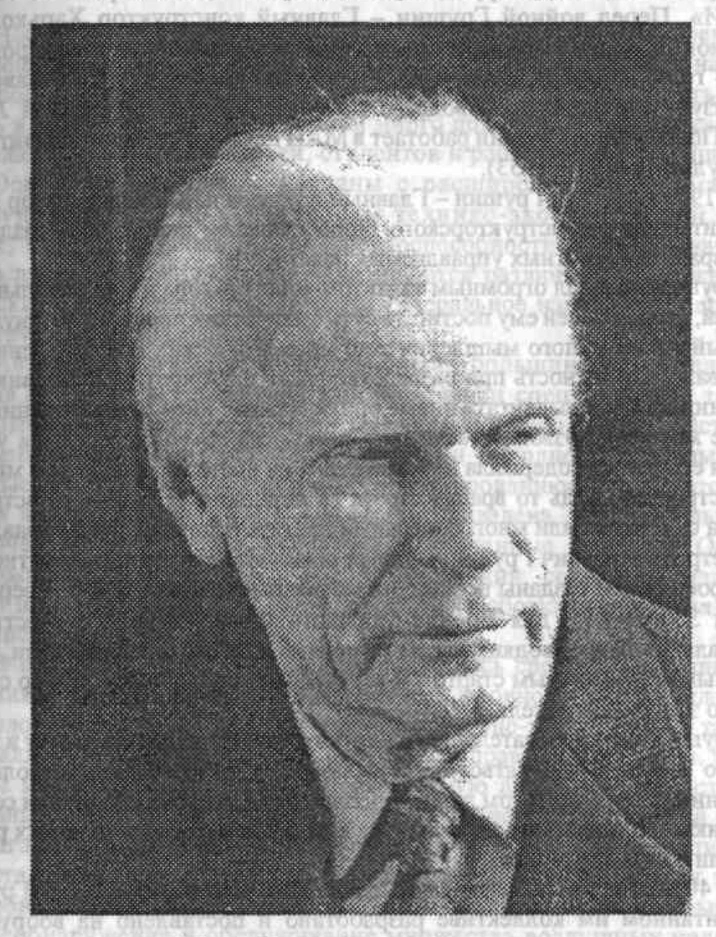
В книге изложены основы проектирования зенитных управляемых ракет (ЗУР), в обобщенном виде отражающие практический опыт создания ЗУР и фундаментальные положения теории проектирования. Центральное место в книге занимают: системное проектирование ЗУР (обоснование технических требований, выбор облика ракеты с учетом ограничений, накладываемых системой ПВО); баллистическое проектирование (выбор траектории и программы работы двигателя, аэродинамический и массогеометрический расчет); проектирование управления (выбор способа управления и соответствующих ему параметров ракеты и системы управления); конструкторско-технологическое проектирование (в том числе вопросы структурно-параметрической оптимизации конструкций). Рассматриваемые методы проектирования отражают концепции ЗУР нового поколения, системно увязаны с целевыми задачами и эффективностью противовоздушной обороны.

Книга предназначена для студентов высших авиационных и технических учебных заведений, инженерно-технических работников и специалистов, занимающихся проектированием ЗУР, комплексов и систем ПВО.

$П\frac{2705140400-450}{094(02)-2001}$ ББК 27.5.14.4

ISBN 5-7035-2335-4

ПОСВЯЩАЕТСЯ
светлой памяти
выдающегося русского ученого и инженера, создателя отечественной школы зенитного ракетостроения, Генерального конструктора, дважды Героя Социалистического Труда, академика Петра Дмитриевича Грушина



Петр Дмитриевич Грушин
15.01.1906 – 29.11.1993

Петр Дмитриевич Грушин
15.01.1906 – 29.11.1993

Петр Дмитриевич Грушин принадлежит к великой плеяде Туполева, Ильюшина, Лавочкина, Яковлева, Микояна, Сухого – титанов, на плечах которых выросла отечественная авиация. Он родился на Волге, в городе Вольске. В 1932 году окончил Московский авиационный институт, после чего работал главным конструктором КБ МАИ, где им были созданы самолеты оригинальной конструкции: «Сталь – МАИ», «Октябреною», «Тандем – МАИ». Перед войной Грушин – Главный конструктор Харьковского авиационного завода, создает опытный истребитель дальнего сопровождения. В годы войны П.Д. Грушин в качестве заместителя С.А. Лавочкина организует серийное производство прославленных истребителей ЛА-5 и ЛА-7. После войны Грушин работает в МАИ деканом самолетостроительного факультета (1949–1953).

С 1953 года П.Д. Грушин – Главный и Генеральный конструктор Машиностроительного конструкторского бюро «Факел», специально созданного для разработки зенитных управляемых ракет (ЗУР).

Грушин обладал огромным талантом конструктора и поразительной интуицией, позволявшей ему постигать суть физических процессов, минуя необходимый для обычного мышления этап математических представлений. Это ему давало возможность при разработке ракет идти против установившихся воззрений и смело выдвигать новые оригинальные идеи и конструкции. Грушин не мог себе позволить создавать ракеты на обычном, среднем уровне. Каждая его ракета содержала нововведение, не имеющее аналогов в мировом ракетостроении, будь то вращающееся на подшипнике крыло, газоструйная система склонения или многосопельный двигатель поперечного управления.

Петр Дмитриевич Грушин основал школу отечественного зенитного ракетостроения. Им созданы первые отечественные мобильная ЗУР, твердотопливная ЗУР и ЗУР для Военно-Морского Флота, первая отечественная сверхдальняя самонаводящаяся ЗУР; первые в мире противоракета, ЗУР с холодным вертикальным стартом и вертикально стартующая ЗУР со склонением до запуска двигателя.

Грушин был требовательным и жестким человеком: бездельнику и неумехе в его кабинете появляться было нельзя. Его распоряжения выполнялись неукоснительно, и при этом люди, влюбленные в авиацию, ощущали себя его соратниками в захватывающем творческом процессе создания новых ракет и работали с ним всю жизнь.

За 40 лет под руководством Генерального конструктора П.Д. Грушина в воспитанном им коллективе разработано и поставлено на вооружение Армии и Флота свыше 15 типов ЗУР. П.Д. Грушин был дважды удостоен звания Героя Социалистического Труда, стал лауреатом Ленинской премии, был избран действительным членом Российской академии наук.

ПРЕДИСЛОВИЕ

Настоящая книга является вторым изданием учебника «Проектирование зенитных управляемых ракет». Первое издание разошлось настолько быстро, что даже не все авиационные вузы смогли удовлетворить потребность в учебнике. Авторы получили много положительных отзывов и ряд пожеланий от преподавателей, студентов и работников промышленности. Основные пожелания связаны с расширением информации по оборудованию ЗУР, по вопросам технико-экономической оценки ракет, по определению их конкурентоспособности на самом начальном этапе проектирования, когда анализируются различные возможные технические предложения и выбирается генеральное направление проектно-конструкторских разработок.

Авторы сочли целесообразным учесть большинство пожеланий. В состав авторского коллектива был приглашен специалист по технико-экономическому анализу военной техники д-р техн. наук С.Н. Остапенко, с участием которого были пересмотрены и дополнены разделы, посвященные практическому системному проектированию ЗУР. Во втором издании исключены повторы и длинноты, приведена дополнительная статистическая информация, исправлены замеченные опечатки. Основное содержание учебника, как и в первом издании, составляет изложение основ проектирования ЗУР, методологии разработки и принятия проектно-конструкторских решений.

В последние годы качественно изменились средства воздушного нападения и тактика их боевого применения. Основной ударной силой стали беспилотные летательные аппараты – оперативно-тактические и тактические баллистические ракеты и высокоточные управляемые ракеты. Причем, чтобы максимально сохранить пилотируемую авиацию для достижения конечных целей в противоборстве сторон, на нее все в большей степени возлагаются задачи разведки, управления и доставки беспилотных средств. Новое наступательное оружие требует нового оружия защиты, способного решать современные задачи обороны, в числе которых:

– обнаружение и обслуживание множества воздушных целей в условиях массированного воздушного нападения и активного радиоэлектронного и боевого противодействия;

– малое время реакции ракетного комплекса с момента обнаружения цели, мобильность и высокая боеготовность комплексов в любых погодных условиях;

– высокая огневая производительность с автоматизацией всех основных процессов функционирования комплекса;

– высокая точность наведения ЗУР на цель и высокая вероятность поражения воздушных целей в условиях активного и пассивного противодействия противника.

Каждая из этих задач – крупная научно-техническая проблема, подлежащая решению при создании современных ЗУР. По этой причине в книге не только обобщается имеющийся опыт, но и уделяется большое внимание последним достижениям научно-технического прогресса, показываются пути решения новых задач на основе информационных технологий, реализуемых с помощью компьютерной техники.

Предисловие и введение написаны П.П. Афанасьевым и В.Г. Светловым, гл. 1 – И.С. Голубевым, А.М. Матвеенко и С.Н. Остапенко, гл. 2 – В.Н. Новиковым, гл. 3 – И.С. Голубевым, гл. 4 – Е.Г. Болотовым, гл. 5 – А.М. Матвеенко, В.Г. Светловым, П.П. Афанасьевым, И.И. Архангельским, гл. 6 – В.Я. Мизрохи, гл. 7 – И.И. Архангельским, гл. 8 – И.С. Голубевым, гл. 9 – П.П. Афанасьевым и И.С. Голубевым, гл. 10 – С.Н. Остапенко, И.С. Голубевым и В.Г. Светловым. При написании книги авторский коллектив широко практиковал взаимные консультации.

Авторы глубоко признательны специалистам МГТУ им. Н.Э. Баумана ректору проф. И.Б. Федорову, проф. М.П. Мусьякову, доц. В.В. Зеленцову, Генеральному конструктору – Генеральному директору ГосНПО «Альтаир» С.А. Климову, Генеральному конструктору – Генеральному директору ГосМКБ «Вымпел» доктору техн. наук, проф. Г.А. Соколовскому за большую работу по рецензированию рукописи и ряд конструктивных замечаний и методических советов, которые в основном были учтены при окончательной доработке рукописи. Авторы выражают также свою признательность специалистам МКБ «Факел» Н.А. Барановой, Ю.Г. Калошину, В.Н. Коровину, В.С. Филиппову, С.К. Фетисову и преподавателям МАИ С.Г. Парафесю, В.Я. Петрашу, В.Ф. Вититину за помощь, оказанную при подготовке рукописи.

Второе издание учебника выходит в год 95-летия со дня рождения основателя отечественной школы зенитного ракетостроения академика П.Д. Грушина. Конструкторские решения этого выдающегося ученого всегда были настолько глубокими и неординарными, что знакомство с ними неизменно вызывало чувство восхищения. Авторы надеются, что изучение наследия П.Д. Грушина послужит для молодого поколения побудительным мотивом к творчеству и созиданию.

ВВЕДЕНИЕ

В.1. ЗАРОЖДЕНИЕ ПРОТИВОВОЗДУШНОЙ ОБОРОНЫ

Системы противовоздушной обороны (ПВО) появились практически одновременно с созданием средств воздушного нападения (СВН) и разведки. На первом этапе (конец XIX – начало XX в.) в число этих средств входили воздушные шары, аэростаты, дирижабли и первые образцы самолетов. Все они отличались малой скоростью полета и низкой маневренностью. Слабая защищенность и прочность первых воздушных аппаратов позволяла применять против них практически все виды стрелково-пушечного вооружения, вплоть до индивидуального стрелкового оружия. В то же время появились и первые образцы зенитных артиллерийских орудий для борьбы с СВН, отличавшиеся от обычных большей мощностью снаряда и длиной ствола.

К началу XX в. относятся и первые попытки применения ракет для поражения СВН. Это связано с тем, что при освоенных авиацией к началу Первой мировой войны высотах полета существенно возросли требования к мощности снарядов и их начальным скоростям. В результате масса и стоимость орудий резко увеличились. Пусковые станки неуправляемых зенитных ракет были значительно проще, легче и транспортабельнее. С каждой подобной установки могло быть запущено одновременно несколько десятков ракет, чем создавалась высокая плотность огня. Преимуществом зенитных неуправляемых ракет по сравнению с артиллерийскими снарядами были также бóльшие дальность и мощность заряда. В то же время точность стрельбы подобными ракетами была относительно невелика и могла быть компенсирована только количеством выпущенных ракет.

Первой попыткой применения неуправляемых ракет для поражения СВН стало проведение опытных стрельб в России, в 1909 г., под Сестрорецком, где неуправляемыми ракетами обстреливались воздушные шары. Результаты стрельб оказались неудачными ввиду значительного рассеивания ракет.

В 20-х гг. появилось несколько проектов, в которых для поражения СВН делались попытки применения зенитных управляемых ракет (ЗУР). Так, в одном из них, предложенном русским инженером А.Г. Овиженем, предусматривалось наведение ЗУР на цель по кольцевому лучу прожектора. В качестве чувствительных элементов, фиксирующих отклонение раке-

ты от оси луча, использовались фотоэлементы, подающие сигналы на рулевое управление для возвращения ракеты на заданное направление. Аналогичный проект появился и в Европе. В нем, в частности, предусматривалось управление движением ракеты внутри сплошного луча.

Общим недостатком этих проектов было использование луча прожектора для наведения ракеты на цель, что существенно ограничивало возможность применения подобной системы ночными условиями и хорошей погодой. К тому же уровень развития ракетной техники и особенно систем управления полетом ракет был еще недостаточен для создания таких систем.

Однако отдельными энтузиастами и государственными организациями в разных странах велись активные работы по совершенствованию ракет, двигателей, элементов систем управления, по исследованию аэродинамики больших скоростей. Результаты этих исследований позволили перейти в середине 30-х гг. к созданию первых ракет, оснащенных простейшими системами управления. В этой связи следует выделить работы, проводившиеся в Ракетном научно-исследовательском институте под руководством М.П. Дрязгова, где разрабатывались противосамолетная ракета «217-1» и ее последующая модификация «217-2», управление которыми предполагалось производить с помощью луча прожектора. Несмотря на то, что эти работы носили чисто экспериментальный характер, они несомненно способствовали накоплению опыта, необходимого для подобных разработок в будущем.

К середине 30-х гг. скорости полета боевых самолетов достигли 300–400 км/ч, а высота полета 8–10 км. Авиация стала занимать ведущее место в армиях наиболее развитых стран мира, получив способность наносить массированные удары с воздуха по военным и промышленным объектам противника.

Естественным ответом на это стало создание систем ПВО комплексного типа, включающих в себя системы (посты) дальнего обнаружения, прожекторные подразделения, системы определения скорости и высоты полета целей, специальную зенитную артиллерию и скорострельные многоствольные пулеметные установки, истребительную авиацию, а также систему мер по маскировке наиболее важных объектов и созданию пассивных заградительных систем (аэростатных, ракетных и т.п.). Эффективность действия подобных систем ПВО обеспечивалась комплексным и согласованным применением всех ее составляющих. Активной частью таких систем было концентрированное применение на участках массового налета противника плотного заградительного огня зенитной артиллерии с последующим перехватом прорвавшихся самолетов истребителями ПВО.

Действенность подобных систем была на практике продемонстрирована в начале второй мировой войны, например при обороне Лондона и Москвы. Однако уже в период войны стало очевидно, что подобные методы ПВО потеряли свою эффективность по отношению к массированным налетам противника. К тому же скорости полета самолетов достигали уже 500–700 км/ч, а высоты полета 10 км и более. Грузоподъемность бомбардировщиков достигла 5 т и более бомбовой нагрузки.

В конце войны появились и новые типы СВН – беспилотные самолеты-снаряды и баллистические ракеты, для эффективной борьбы с которыми возможностей имевшихся систем ПВО было недостаточно.

Именно в этот период в ряде стран, и прежде всего в Германии, учеными и конструкторами была начата реализация программ разработки зенитного ракетного оружия.

В.2. РАЗРАБОТКИ ЗЕНИТНОГО РАКЕТНОГО ОРУЖИЯ В ПЕРИОД ВТОРОЙ МИРОВОЙ ВОЙНЫ

Начало массированных налетов американских и английских бомбардировщиков на немецкие города заставило руководство Германии ускоренными темпами разрабатывать новую программу совершенствования средств ПВО.

В этот период немецкими специалистами было разработано несколько типов неуправляемых и управляемых зенитных ракет. Из неуправляемых зенитных ракет наиболее проработанными были ракеты «Тайфун», «Рейнкинд» и «Люфтфауст».

Однако уже тогда специалисты-разработчики ракет поняли, что в полной мере решить задачу ПВО можно только путем создания зенитного управляемого ракетного оружия. Германии удалось начать разработку и даже летные испытания ЗУР «Вассерфаль», «Рейнтохтер», «Энциан», «Шметтерлинк». Работы по ЗУР «Вассерфаль» продвинулись наиболее далеко.

Разработка ракеты «Вассерфаль» (рис. В.1) осуществлялась под руководством Вернера фон Брауна – создателя первой баллистической ракеты «Фау-2», применявшейся в боевых условиях.

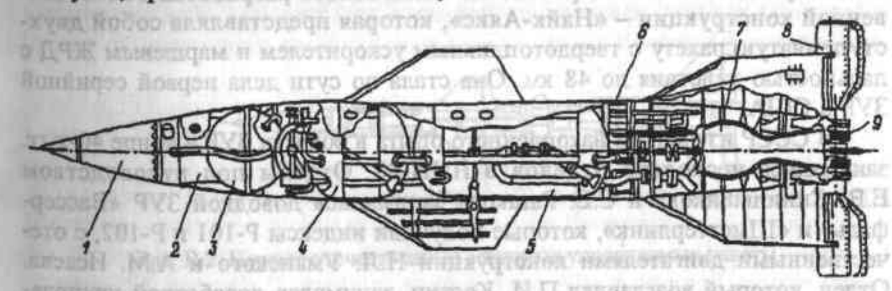


Рис. В.1. Зенитная управляемая ракета «Вассерфаль»:
1 – дистанционный взрыватель; *2* – боевой заряд; *3* – шаровой баллон со сжатым азотом; *4* – бак горючего; *5* – бак окислителя; *6* – аппаратура управления; *7* – камера сгорания ЖРД; *8* – воздушные рули; *9* – газовые рули

Корпус ракеты «Вассерфаль» был фактически уменьшенной копией корпуса ракеты «Фау-2». В носовой части ракеты устанавливался неконтактный взрыватель, который разработчикам так и не удалось довести до практического применения. На ракете была установлена боевая часть (БЧ) осколочного типа массой 250 кг, из которых 145 кг приходилось на взрывчатку. Жидкостный ракетный двигатель (ЖРД) имел тягу 8 тс. В отличие от «Фау-2», в качестве топлива использовались высококипящие компоненты, не требующие постоянной подпитки, – азотная кислота и тонка, подача которых в двигатель осуществлялась с помощью сжатого азота.

ЗУР «Вассерфаль» была передана на летные испытания в феврале 1944 г. Тактико-технические данные ракеты были ориентированы на борьбу с перспективным самолетным парком – высота боевого применения должна была составлять 18 км, максимальная скорость полета – 780 м/с.

На базе проводимых разработок ЗУР немецким Генштабом был создан оказавшийся утопическим план ПВО Германии, в соответствии с которым в 1945 г. предполагалось иметь 870 батарей ЗУР «Вассерфаль» 1300 батарей ЗУР «Шметтерлинк» и около двух миллионов неуправляемых ракет «Тайфун». Однако выполнение этого плана было сорвано стремительным наступлением советских и союзных войск.

Основным недостатком всех немецких проектов ЗУР являлось несовершенство немецких систем управления. В основном по этой причине немецким специалистам не удалось завершить ни один из проектов, однако накопленный ими опыт был использован как в зарубежных, так и в советских разработках.

В США после изучения ЗУР «Вассерфаль» фирма Дженерал Электрик создала на ее основе экспериментальную ракету «Гермес-А1» с аналогичными внешними размерами, но с меньшей тягой двигателя.

Параллельно с этой работой в США велась разработка ЗУР собственной конструкции – «Найк-Аякс», которая представляла собой двухступенчатую ракету с твердотопливным ускорителем и маршевым ЖРД с дальностью действия до 48 км. Она стала по сути дела первой серийной ЗУР в США.

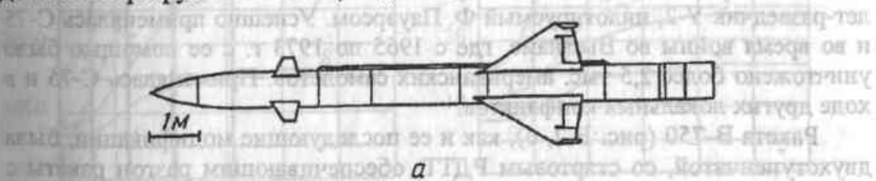
В СССР изучением накопленного опыта в области ЗУР в конце 40-х гг. занимались несколько отделов в НИИ-88. Отделы под руководством Е.В. Синильщикова и С.Е. Рашкова занимались доводкой ЗУР «Вассерфаль» и «Шметтерлинк», которые получили индексы Р-101 и Р-102, с отечественными двигателями конструкции Н.Л. Уманского и А.М. Исаева. Отдел, который возглавлял П.И. Костин, занимался доработкой неуправляемой ракеты «Тайфун», получившей индекс Р-110 «Чирок».

В.3. ПЕРВЫЕ ОТЕЧЕСТВЕННЫЕ ЗЕНИТНЫЕ УПРАВЛЯЕМЫЕ РАКЕТЫ

В 1950 г. постановлением Правительства КБ-1 (ныне НПО «Алмаз») было определено головным разработчиком системы ПВО города Москвы, получившей обозначение С-25 «Беркут». Ракета для этой системы под шифром «205» разрабатывалась в КБ С.А. Лавочкина.

Работы по созданию системы С-25 и ракеты «205» велись в крайне сжатые сроки, что объяснялось наличием у вероятного противника стратегических бомбардировщиков, способных нести ядерные заряды. Параллельно, еще до получения результатов испытаний, было начато серийное производство их компонентов. Более 50 заводов работали над созданием двигателей, элементов и агрегатов конструкции, блоков систем управления. Летом 1951 г. были произведены первые пуски, а весной 1953 г. состоялись первые перехваты реальных воздушных целей, в качестве которых использовались отработавшие свой ресурс боевые самолеты.

Ракета «205» (рис. В.2, *а*) была выполнена по аэродинамической схеме «утка», старт был вертикальным с неподвижного пускового стола, что существенно упрощало стартовое оборудование. В качестве двигательной установки была использована связка из четырех ЖРД конструкции А.М. Исаева общей тягой 9 тс, которые обеспечивали старт ракеты с продольной перегрузкой около 2,5 единиц.



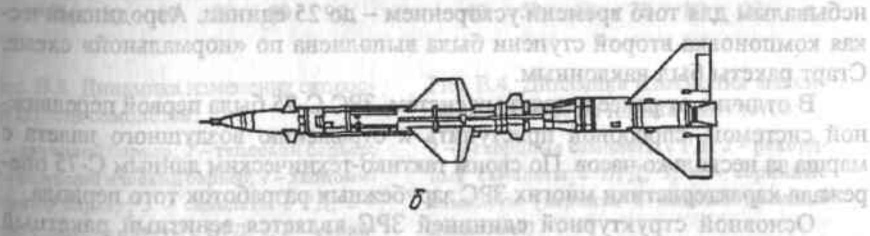


Рис. В.2. Первые отечественные зенитные управляемые ракеты

После отделения от стартового стола ракета по команде системы управления склонялась в сторону цели с помощью газовых рулей, а после достаточного разгона управлялась аэродинамическими рулями в соответствии с командами, получаемыми от наземной станции наведения.

На ракете «205» применялась БЧ осколочного типа с готовыми осколками в виде стальных цилиндров, что обеспечивало поражение цели на расстоянии до 50 м.

На основе зенитной ракетной системы (ЗРС) С-25 к середине 50-х гг была создана система ПВО Москвы, имевшая два кольцевых рубежа обороны и состоявшая из радиолокационных систем дальнего и ближнего обнаружения и 56 зенитных ракетных полков со стационарными пусковыми установками, предназначенными для запуска ракет «205». Каждый полк был способен обстреливать до 20 воздушных целей, находящихся на дальности до 30 км и на высотах от 3 до 20 км в угловом секторе перехвата (по горизонту) 50–60 °. ЗРС С-25 стала первой отечественной зенитной ракетной системой, поступившей на вооружение войск ПВО. Претерпев ряд модификаций, она простояла на вооружении около 30 лет.

Наиболее значительным событием периода становления отечественных ракетных средств ПВО стало создание передвижной ЗРС С-75. Ее разработка осуществлялась в КБ-1 под руководством А.А. Расплетина, а в ОКБ-2 (ныне МКБ «Факел») под руководством П.Д. Грушина для этой системы в 1953 г. была создана ракета В-750 (1Д).

ЗРС С-75 и созданные для нее ракеты В-750 находились на вооружении более 30 лет, пройдя ряд модификаций. Эта система первой из отечественных ракетных средств ПВО прошла и боевые испытания. Ракетой В-750 этой системы 1 мая 1960 г. под Свердловском был сбит американский самолет-разведчик У-2, пилотируемый Ф. Пауэрсом. Успешно применялась С-75 и во время войны во Вьетнаме, где с 1965 по 1973 г. с ее помощью было уничтожено более 2,5 тыс. американских самолетов. Применялась С-75 и в ходе других локальных конфликтов.

Ракета В-750 (рис. В.2, *б*), как и ее последующие модификации, была двухступенчатой, со стартовым РДТТ, обеспечивающим разгон ракеты с небывалым для того времени ускорением – до 25 единиц. Аэродинамическая компоновка второй ступени была выполнена по «нормальной» схеме. Старт ракеты был наклонным.

В отличие от ранее названных систем, ЗРС С-75 была первой передвижной системой, способной приступить к отражению воздушного налета с марша за несколько часов. По своим тактико-техническим данным С-75 опережала характеристики многих ЗРС зарубежных разработок того периода.

Основной структурной единицей ЗРС является зенитный ракетный комплекс (ЗРК), представляющий собой автономно функционирующую совокупность боевых и обеспечивающих средств. В составе ЗРС может быть несколько типов ЗРК, различающихся областью применения и некоторыми техническими устройствами. В связи с определяющей ролью ЗРК в системе в последнее время ЗРК часто отождествляется с ЗРС.

К концу 50-х гг. относится появление первых ЗРК корабельного базирования. В нашей стране, как правило, создание таких комплексов шло по пути использования в морских условиях ЗУР, созданных для наземных войск. Подобным путем, например, был создан корабельный ЗРК средней дальности М-2 («Волхов-М»), в составе которого использовалась одна из модификаций ЗУР В-750. Таким же образом был создан корабельный ЗРК малой дальности М-1 («Волна») с модифицированным вариантом ракеты из ЗРС С-125, которая ранее создавалась для низковысотной ЗРС в войсках ПВО. В США для корабельных ЗРК того периода использовались специально разработанныеЗУР – «Ларк», «Терьер», «Тэлос» и др.

В.4. ЗЕНИТНЫЕ РАКЕТНЫЕ КОМПЛЕКСЫ ВТОРОГО ПОКОЛЕНИЯ

Первое поколение ЗРК решало в основном задачи борьбы с самолетами. В этот период происходили бурные перемены в развитии авиации – в течение сравнительно короткого промежутка времени скорости полета самолетов возросли до 1800–2500 км/ч (рис. В.3), а практический потолок – до 15–22 км (рис. В.4).

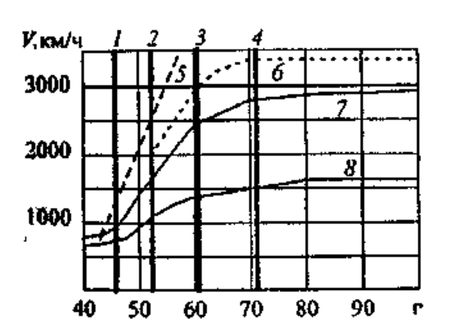


Рис. В.3. Динамика изменения скорости полета самолетов:

1 – звуковой барьер; *2* – тепловой барьер; *3* – психологический барьер; *4* – экономический барьер; *5* – самолеты с РД; *6* – рекордные самолеты с ВРД; *7*, *8* – серийные самолеты (верхняя и нижняя границы диапазона)

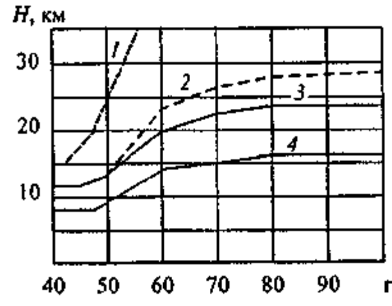


Рис. В.4. Динамика изменения максимальной высоты полета самолетов:

1 – рекордные самолеты с РД; *2* – рекордные самолеты с ВРД; *3*, *4* – серийные самолеты (верхняя и нижняя границы диапазона)

Самолеты стали оснащаться системами создания помех, существенно уменьшилась их эффективная поверхность рассеивания (ЭПР), значительно повысились их маневренные качества, самолеты стали способны вы-

полнять свои задачи практически в любых погодных условиях. Вместе с тем наметилась четкая тенденция к стабилизации максимальных скоростей и высот полета. Как видно из рис. В.3 и В.4, для серийных самолетов они в 90-х гг. составили 2000–2500 км/ч и 20 км соответственно. Исходя из приведенных выше особенностей развития авиации, были сформулированы требования к ЗРС второго поколения.

В этот период развитие ЗРС шло в основном по пути совершенствования средств обнаружения и распознавания целей, систем управления ракетами, повышения дальности, скорости полета и маневренности ЗУР.

В 60-е гг. после разработки ЗРС «Боумарк» (США), С-200 (СССР) и «Бладхаунд» (Великобритания) была практически решена задача борьбы с самолетами на дистанциях в несколько сотен километров до рубежа запуска с них управляемых ракет класса «воздух–поверхность». На основе их использования была получена возможность создания систем ПВО, способных обеспечить защиту не только важнейших объектов, но и целых стран от нападения с воздуха. Создание таких систем существенно повысило эффективность борьбы с самолетами, что было подтверждено практикой боевых действий в ряде локальных войн и конфликтов.

С целью снижения потерь от ЗУР авиация перешла к полетам и боевым действиям на малых высотах, что затруднило своевременность обнаружения самолетов и резко сократило время перехвата. В ответ на это в 60-х гг. были созданы комплексы ПВО, предназначенные для борьбы с авиацией, атакующей цели с малых высот. Такими комплексами, способными осуществлять перехват воздушных целей на минимальных высотах – от нескольких десятков метров, стали отечественные ЗРК «Оса» и «Стрела», а из зарубежных «Чапаррэл», «Ред Ай» (США), «Роланд» (ФРГ и Франция), «Рапира» (Великобритания) и «Кроталь» (Франция). Эти комплексы эффективно противостояли налетам низколетящих целей с ЭПР 1 м^2 и менее.

Для обороны кораблей ВМФ во ВНИИ «Альтаир» были созданы высокоэффективные ЗРК для обороны кораблей Военно-морского флота: «Оса», «Штиль», «Каштан» и «Шквал». По принятой в нашей стране практике, в них использовались унифицированные для армии и флота ЗУР.

Создание и внедрение в практику работы проектно-конструкторских организаций быстродействующей вычислительной техники (ЭВМ) позволило перейти в этот период к принципиально новым приемам проектирования, основанным на методах оптимального проектирования. В основу этих методов был положен поиск параметров и характеристик ЗУР и ЗРС, наиболее полно отвечающих выбранному критерию их эффективности.

Развитие методов оптимального проектирования привело к внедрению в поисковую работу конструктора диалектического метода, в основу которого была положена идея о взаимозависимости и взаимообусловленности всех качеств ракеты и ЗРК в целом. С внедрением этих методов существенно изменился и сам труд конструктора и проектировщика в процессе создания новых образцов техники. В дополнение к интуиции и практическому опыту конструктора появились научно обоснованные методы, позволяющие на базе постоянно увеличивающихся возможностей ЭВМ быстро решать задачи оптимального выбора ракеты среди большого множества вариантов.

Этот период несомненно следует оценить как период становления и создания самостоятельной отрасли по проектированию и массовому изготовлению зенитных управляемых ракетных комплексов.

В.5. ЗЕНИТНЫЕ РАКЕТНЫЕ КОМПЛЕКСЫ ТРЕТЬЕГО ПОКОЛЕНИЯ

Разработка и постановка на вооружение третьего поколения ЗРК и ЗУР в решающей степени была связана с расширением номенклатуры (типов) целей и их характеристик. В 70–80-х гг. на вооружение армий ряда стран были приняты СВН, получившие название высокоточного оружия (ВТО). В настоящее время ВТО рассматривается как основное средство для нанесения превентивного, упреждающего удара, способного вывести из строя или парализовать системы и средства ПВО, повысив тем самым эффективность последующего применения обычных СВН. В ходе же последующих боевых действий ВТО используется, как правило, для поражения особо важных малоразмерных объектов. К ВТО и средствам его доставки относятся:

– тактические баллистические ракеты и их отделяемые боеголовки;

– крылатые ракеты, совершающие полет на высотах в несколько десятков метров, оснащенные инерциальной системой наведения с коррекцией траектории по рельефу или карте местности;

– противорадиолокационные ракеты, запускаемые с расстояния 15–70 км на высотах от 60 м до 12–16 км;

– управляемые авиационные ракеты с радиолокационными или оптическими головками самонаведения;

– планирующие и управляемые (с коррекцией траектории в полете) авиабомбы и авиакассеты с дальностью сброса 8–10 км;

– противокорабельные ракеты, летящие на предельно низких высотах полета со сложным маневром на участке приближения к цели.

К основным особенностям ВТО следует отнести малую ЭПР; широкий диапазон угловых скоростей и углов подлета к объекту нападения; высокую скорость полета; подлет к цели как с ускорением, так и с замедлением; высокие маневренные свойства (располагаемые перегрузки до 8–10 единиц); высокую механическую прочность и, соответственно, низкую их уязвимость; способность создавать различные помехи и ложные цели.

ЗУР и ЗРК, предназначенные для поражения ВТО, должны отвечать ряду специфических требований:

– минимальное время подготовки к старту;

– двигательная установка ЗУР должна обеспечивать быстрый разгон и необходимую скорость при подлете к цели;

– располагаемые поперечные перегрузки и быстродействие ЗУР должны быть в несколько раз выше, чем у ВТО;

– мощность боевого снаряжения должна быть достаточной для эффективного поражения ВТО при максимальном реализуемом промахе;

– высокая мобильность ЗРК с минимальным временем развертывания с марша;

– обеспечение заданной эффективности поражения цели при умеренных затратах.

ЗРК первого и второго поколений не были предназначены для борьбы с ВТО, потребовалось создание третьего поколения ЗРК и ЗУР, которые обеспечивали бы защиту от ВТО.

С целью повышения боеготовности ракеты всех ЗРК оснащены двигателями твердого топлива. Вошла в практику установка ракет в герметичные транспортно-пусковые контейнеры (ТПК), что в сочетании с оригинальными конструктивными решениями, новыми системами и методиками испытаний обеспечило их беспроверочное хранение при постоянной готовности к запуску в течение десяти лет и более. Все ЗРК третьего поколения стали мобильными, время подготовки к пуску с марша в зависимости от типа ЗРК находится в пределах от 5 минут до нескольких секунд.

Еще одной важной особенностью нового поколения ЗУР стала их унификация. Разработчикам удалось создать ограниченную номенклатуру ЗУР, способную обеспечить поддержку действий сухопутных войск, кораблей ВМФ, а также ПВО жизненно важных военных и гражданских объектов.

Большая часть отечественных ЗРК корабельного базирования укомплектованы теми же ракетами, что и сухопутные комплексы. К их числу относятся ЗРК «Риф» с ЗУР, унифицированной для применения в ЗРК С300ПМУ, ЗРК «Клинок» с ЗУР, унифицированной с ЗРК «Тор», ЗРК «Каштан» с ЗУР, унифицированной с ЗРК «Тунгуска». Подобная унификация ЗУР для разных родов войск привела к сокращению расходов как на проектирование, так и на оснащение армии, ПВО и флота.

Принципиальные изменения произошли в системах обнаружения и слежения за целями. Радиолокационные станции, обеспечивающие этот процесс, стали использовать фазированные антенные решетки (ФАР), что в сочетании с быстродействующими вычислительными устройствами позволяет одновременно отслеживать полет нескольких десятков целей и управлять полетом до десяти ЗУР.

Современная отечественная система ПВО (рис. В.5) способна поражать воздушные цели любого типа. Войска ПВО имеют на вооружении ЗРК С-300ПМУ и С-300ПМУ1. Сухопутные войска на окружном (фронтовом) уровне укомплектованы ЗРК С-300В, на армейском (корпусном) уровне – ЗРК «Бук», на дивизионном (бригадном) – ЗРК «Тор», на полковом уровне – пушечно-ракетным комплексом «Тунгуска» и переносным индивидуальным ЗРК «Игла».

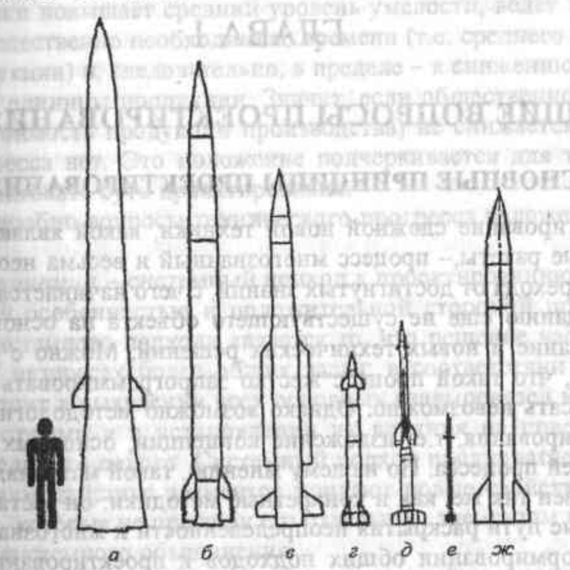


Рис. В.5. ЗУР третьего поколения:
а – 9М83 (система С-300В); *б* – 48Н6 (система С-300ПМУ); *в* – 9М38 («Бук»); *г* – 9М330 («Тор»); *д* – 9М311 («Тунгуска»); *е* – 9М313 («Игла»); *ж* – MIM-104A («Пэтриот» РАС-2, США)

Из зарубежных ЗРК третьего поколения следует выделить «Пэтриот» РАС-2 с ЗУР MIM-104A (США).

Проведенные в последние годы в России и за рубежом показательные стрельбы подтвердили высокую эффективность отечественных ЗРК третьего поколения, которые по ряду параметров превосходят зарубежные аналоги.

В настоящее время в России и в ряде зарубежных стран ведутся работы по созданию ЗРК следующего поколения. Особенности этих ЗРК приведены в разделе 3.5.

ГЛАВА 1

ОБЩИЕ ВОПРОСЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ЗУР

1.1. ОСНОВНЫЕ ПРИНЦИПЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ

Проектирование сложной новой техники, какой являются зенитные управляемые ракеты,– процесс многозначный и весьма неопределенный: это путь перехода от достигнутых знаний, с чего начинается проектирование, к созданию еще не существующего объекта на основе задания на проектирование и новых технических решений. Можно с уверенностью утверждать, что такой процесс жестко запрограммировать и очень конкретно описать невозможно. Однако возможно методологическое описание проектирования, т.е. изложение концепции, основных принципов и особенностей процесса. По нашему мнению, такой материал для учебных целей полезен так же, как и конкретные методики: он заставляет думать, искать новые пути раскрытия неопределенности и многозначности.

При формировании общих подходов к проектированию естественным желанием исследователя и конструктора является стремление возможно полно учесть все факторы, определяющие облик будущей техники. Этому требованию полноты можно удовлетворить лишь в рамках иерархической структуры принципов, верхний уровень которой содержит небольшое число наиболее общих основополагающих принципов, имеющих отношение к самым различным видам технических систем. На наш взгляд, таких принципов три.

Первый принцип отражает главный источник нового качества техники, средство и основное направление достижения цели. Традиционный подход сравнительно слабо связан с внедрением нововведений. Он тяготеет к проектированию по прототипу, т.е. «от достигнутого», путем обновления техники на основе последовательного незначительного улучшения конструкций. По современным воззрениям, коренное повышение качества технических систем можно получить лишь *на основе внедрения результатов научно-технического прогресса (НТП)*, т.е. при использовании новых идей и высокопроизводительных технологий, реализующих критерий «максимум результата при минимуме затрат».

Может возникнуть вопрос: почему необходимы новые решения и зачем вообще нужен технический прогресс? Видимо, ответ может быть только один – НТП расширяет возможности удовлетворения потребностей человека. За счет более эффективного использования труда он позволяет увеличить массу товаров и услуг (потребительной стоимости). Прогресс науки и техники повышает средний уровень умелости, ведет к уменьшению затрат общественно необходимого времени (т.е. среднего времени на единицу продукции) и, следовательно, в пределе – к снижению стоимости сопоставимой единицы продукции. Значит, если общественно необходимое время (стоимость продукции производства) не снижается, то технического прогресса нет. Это положение подчеркивается для того, чтобы правильно трактовать суть проектирования.

Более подробно вопросы технического прогресса изложены в разделе 1.2.

Второй принцип – системный подход к проектированию новой техники. Главной особенностью и положительной стороной практической реализации системного подхода является то, что решение частных задач выбирается в интересах более общих задач: в соответствии с этим его сущность состоит в выявлении всех основных взаимосвязей между переменными факторами и в установлении их влияния на поведение всей системы как единого целого. Системный подход предполагает, что взаимосвязь и взаимодействие элементов придают новые свойства исследуемому объекту, которые не присущи его отдельным элементам или их совокупности без системного объединения.

С практических позиций проектирование новой техники – это одновременно проектирование в той или иной мере некоторой большой системы, включающей в себя данный объект. Проектирование ЗУР, в частности, нельзя представить в отрыве от системы ПВО и даже обороны страны в целом. Система может функционировать нормально лишь в случае органического взаимодействия всех ее элементов, несмотря на то, что каждый из них играет самостоятельную роль в реализации целей системы. Хотя каждый элемент самостоятельный и представляет собой некоторую обособленную, структурообразующую часть системы, все они находятся в определенной иерархической зависимости.

Учет этих взаимозависимостей составляет суть системного проектирования. При этом главное – определение *структуры* системы и каждого из ее элементов. Структура объекта проектирования определяет свойства, которые с достаточно высокой надежностью обеспечивают конкретную область функционирования объекта («функциональную нишу») и могут

быть приданы ему в ходе производственного процесса. Обычно структура объекта рассматривается как основная характеристика его облика и в ряде случаев даже как синоним облика.

Различные структуры технических систем отличаются друг от друга числом компонентов и самими компонентами. Очевидно, что чем больше единообразия в этих компонентах, тем технологичнее и дешевле система. Оборотной стороной, противоположностью единообразия является многономенклатурность. С точки зрения производства и эксплуатации многономенклатурность – самое отрицательное качество, которое влечет за собой негативные последствия на всех этапах жизненного цикла системы, начиная от зарождения и кончая эксплуатацией и даже утилизацией.

Вместе с тем многономенклатурность – это средство придания гибкости системе: практически лишь за счет многономенклатурности обеспечивается адаптивность системы к изменяющимся целевым задачам. То и другое оказывает положительное влияние на функциональную эффективность системы. Единообразие и многономенклатурность – две противоположные тенденции развития структур современных технических систем, противоречие между которыми преодолевается путем компромисса. В конечном итоге такой компромисс состоит в сведении разнообразных компонентов (подсистем) к небольшому числу избранных типов, образующих *параметрический ряд* (или типоряд) компонентов.

Заметим, что нахождение типоряда компонентов, как правило, не является самоцелью. Цель в том, чтобы выявить свободную «функциональную нишу» или область устаревшей техники и наилучшим образом «вписаться» в эту область. Такого рода задачи особенно актуальны для многофункциональных систем (подобных системе ПВО), когда наличие многих групп целевых задач объективно требуют наличия целого семейства однородных технических средств.

В системе ПВО такими средствами являются зенитные ракеты. Поскольку существующее семейство ЗУР создавалось в течение многих лет, в настоящее время оно представляет собой практически неупорядоченное многономенклатурное множество. Современные возможности науки и практики позволяют постепенно исправить сложившееся положение путем упорядочения структуры ПВО. Упорядочение имеет целью уменьшить размеры семейства и, как следствие, сократить затраты на обновление системы обороны. Глобальное средство борьбы с многономенклатурностью – *унификация*.

Унификация – это способ устранения многообразия в типоразмерах техники, приведение к единообразию систем, их подсистем и элементов, что придает им универсальные свойства с точки зрения назначения, производства и эксплуатации. Наиболее распространенной формой унификации является введение единообразия по конструктивно-техническим решениям. Для изделий параметрического ряда помимо конструктивной унификации, как правило, предусматривается еще упорядочение по областям применения.

По современным представлениям, унификация технических средств наилучшим образом достигается на основе *блочно-модульного построения техники*. Блочно-модульный принцип означает переход от индивидуального конструирования отдельных типов и модификаций изделий к системному проектированию семейств изделий. При этом широко используются ранее сконструированные, освоенные в производстве и частично уже изготовленные (в отдельных случаях) унифицированные модульные составные части.

Третий принцип – автоматизация проектирования, которую следует рассматривать как практическую основу всех проектных работ. Автоматизированное проектирование – это качественно новый уровень проектирования, базирующийся на современных информационных технологиях и вычислительной технике. Информатика всегда была центральным звеном науки. С некоторой долей условности процесс проектирования можно представить как процесс переработки информации. В связи с усложнением техники традиционные методы преобразования информации, ориентированные на индивидуальные возможности проектировщика, практически неприемлемы. Масштабность задач создания сложных систем требует адекватных методов проектирования. Основой таких методов являются новые информационные технологии и автоматизированное проектирование.

Автоматизированное проектирование ГОСТ определяет как процесс составления описания еще не существующего объекта, при котором отдельные преобразования описаний объекта и (или) алгоритма его функционирования или алгоритма процесса, а также представления описаний на различных языках осуществляются взаимодействием человека и ЭВМ. Главнейшим признаком в этом определении является «взаимодействие человека и ЭВМ». Этот признак отражает существо процесса проектирования, состоящее в объединении формальных и неформальных аспектов.

Опыт убеждает в том, что для описания современных задач формализации недостаточно. Еще менее реально ограничение проектирования эвристикой и интуицией. Необходимо сочетание того и другого. Успешность реализации этого требования при автоматизированном проектировании зависит от фундаментальности методического обеспечения по трем направлениям.

Первое направление – осмысливание и неформальное представление проблемы. Многофункциональность, связи междисциплинарного харак-

тера, большое число объектов, действующих вместе, ввели в инженерный лексикон в качестве межсистемного понятия термин «сложность», который можно определить как взаимодействие и взаимозависимость. Основой является проблема, которая должна быть решена.

В теории анализа и проектирования сложных систем наметилось определенное несоответствие между характером решаемых сложных проблем и методологией их решения. В большинстве случаев решение практических задач строится на использовании готовых математических моделей, даже если эти модели и не очень точно отражают суть задачи. Причина такого подхода простая: иначе задача не решается, а при таком подходе все определенно – решение конкретное и однозначное.

Итогом этапа осмысливания проблемы является упорядоченная (обычно иерархическая) структура факторов, определяющих функциональные и стоимостные свойства вновь создаваемой системы (объекта). В числе факторов обязательно должны быть четко сформулированные целевые задачи, взаимодействующие стороны со своими интересами, характеристики эффекта и ущерба, возможные последствия от применения системы и т.д. Информация должна быть достаточной для критического анализа технического задания заказчика и формирования перечня математических моделей.

Второе направление – математическое моделирование проектной задачи. Современный арсенал проектных моделей чрезвычайно богатый. Важно, чтобы аналитик-проектировщик знал возможности этого арсенала и творчески им пользовался. Творчество особенно необходимо при внедрении принципиально новых схемных и конструкторско-технологических решений. Общая тенденция математического моделирования состоит в стремлении к более полному и точному описанию объектов и процессов проектирования.

Обычно при проектировании используют два типа моделей: *оценочные* (упрощенные) и *проверочные* (более точные). Оценочные модели, ориентированные преимущественно на линейные зависимости, применяют на начальной стадии проектирования при формировании опорных вариантов. Особенно тщательно следует выверять подход к постановке и решению оптимизационных задач. Нельзя забывать об итерационности процесса проектирования. Если сразу использовать сложную целевую функцию и реальную систему ограничений, то задача может потребовать больших затрат времени. А так как в процессе выбора параметров задачу отыскания экстремумов приходится решать многократно, то трудоемкость решения строгой задачи может оказаться определяющим фактором всего исследования.

При описании проектных задач, требующих учета неопределенных и случайных факторов, классические методы оказываются малоприемлемыми. Более подходящим оказывается *имитационное моделирование*. Под имитацией понимают численный метод проведения на цифровых вычислительных машинах экспериментов с математическими моделями, описывающими поведение сложных систем в течение продолжительных периодов времени. Имитационная модель – это компьютерный аналог сложного реального явления. Она позволяет заменить эксперимент с реальным процессом экспериментом с математической моделью этого процесса в ЭВМ. Имитационное моделирование – это реальный шаг к интеллектуализации проектирования. По существу, искусственный интеллект и имитационные системы – это синонимы, поскольку то и другое объединяет жизненный опыт (интеллект) человека с формализмом на базе компьютерной техники.

Третье направление – пользовательский интерфейс. Модель предметной области и метод ее решения – это еще не инструментарий автоматизированного проектирования. Чтобы предметная модель и ее решение таковыми стали, их надо «вписать» в компьютерную технологию. Компьютерная технология, иначе – пользовательский интерфейс, представляет собой совокупность методологий анализа, разработки и сопровождения сложных прикладных программ, поддержанную комплексом средств автоматизации.

За рубежом разработка компьютерных технологий сформировалась в виде самостоятельного направления в программотехнике – CASE (Computer-Aided Software/Sistem Engineering). CASE позволяет не только создавать более совершенные продукты, но и упорядочить сам процесс их создания. Основная цель CASE состоит в том, чтобы отделить проектирование программного обеспечения от его кодирования и последующих этапов разработки, а также позволить разработчикам не вникать во многие детали среды разработки и функционирования программ.

Компьютерные технологии применяются для построения практически всех программных комплексов, однако наиболее эффективно их использование в диалоговых комплексах, требующих не только аналитического, но и графического сопровождения. По мнению зарубежных специалистов, при использовании существующих пакетов CASE-технологий время разработки новых САПР сокращается в 5–7 раз. При этом значительно возрастает качество САПР и удобство пользования ею.

1.2. ОСНОВНЫЕ ЭТАПЫ СОЗДАНИЯ ЗУР

ЗУР является составной частью зенитного ракетного комплекса и системы ПВО, т.е. частью сложных систем более высокого уровня. По этой причине проектирование ЗУР нельзя рассматривать изолированно. Увязка с системами более высокого уровня достигается с помощью системной организации процессов проектирования ЗУР. Системное проектирование ЗУР включает в себя три тесно увязанных между собой этапа.

Первый этап – разработка технического задания на ЗУР. Задача этого этапа состоит в нахождении функциональной ниши для новой ракеты в

среде существующих и проектируемых систем, с которыми эта ЗУР должна взаимодействовать. Содержание данного этапа рассматривается в гл. 3.

Второй этап – собственно проектирование ЗУР, имеющее целью определение и обоснование облика ракеты, ее параметров и характеристик. Изложение этого этапа составляет основное содержание настоящего учебника.

Третий этап системного проектирования – тактико-технико-экономическая оценка эффективности разработанных вариантов ЗУР и принятие решения. Эти вопросы частично изложены в гл. 10.

Рассмотрим основные проектные задачи второго этапа.

В создании ЗУР следует выделить две стадии. Первая стадия – подготовительная, обычно нерекламируемая; она посвящена созданию задела. Вторая стадия – научно-исследовательские и опытно-конструкторские работы (НИОКР). Это официально планируемая стадия; работы здесь проводятся по решению вышестоящих органов. Рассмотрим содержание работ на каждой стадии.

Подготовительная стадия – это период фундаментальных, теоретических исследований в области науки и техники, время, в течение которого изыскиваются и теоретически обосновываются пути решения технической проблемы. На этой стадии генерируются технические идеи, обосновывающие возможность создания нового ЛА. Теоретическое решение проблемы может быть результатом целенаправленных фундаментальных поисков, диктуемых эксплуатацией ЗУР, или вытекать из общей теории в данной узкой области науки. Далее следует период осмысливания результатов теоретических исследований и принятия решений о создании новой техники. В этот период экспериментально проверяется практическая ценность научно-технических решений и открытий, уточняются теоретические предпосылки, анализируется реализуемость новых идей.

Длительность подготовительной стадии в ряде случаев достигает 7–10 и более лет. Затраты рабочего времени и средств здесь сравнительно невелики. Они определяются, с одной стороны, потребностью практики, а с другой – уровнем развития технологий, позволяющих реализовать научное достижение. Практическая ценность результатов некоторых теоретических исследований в ряде случаев бывает ясной с первого дня их получения, но реализация их на практике (даже в экспериментальном виде) не всегда может быть осуществлена из-за недостаточно высокого уровня развития производительных сил. Так, практическая ценность реактивных двигателей была ясна с первых дней их теоретического обоснования. Однако для их внедрения необходимо было иметь новые материалы, более высокий уровень производства и др. На решение этих вопросов потребовались значительные затраты времени.

Особенно ответственным является этап принятия решения об опытной разработке нового ЛА. Это решение принимается неизбежно в условиях неполной информации. Но ошибки тем не менее не должно быть, поскольку от правильной оценки технического предложения, его реализуемости и потребных капиталовложений зависят качество новой техники и сроки ее создания. Опыт показывает, что на проведение прикладных исследований, осуществление экспериментов, подтверждающих техническое предложение, необходимо затратить труда и средств в 2–3 раза больше, чем на проведение фундаментальных исследований.

Стадия НИОКР объединяет этапы (рис. 1.1): формирования технического задания (ТЗ), предэскизного проектирования, эскизного проектирования, рабочего проектирования, изготовления и испытаний опытного образца.

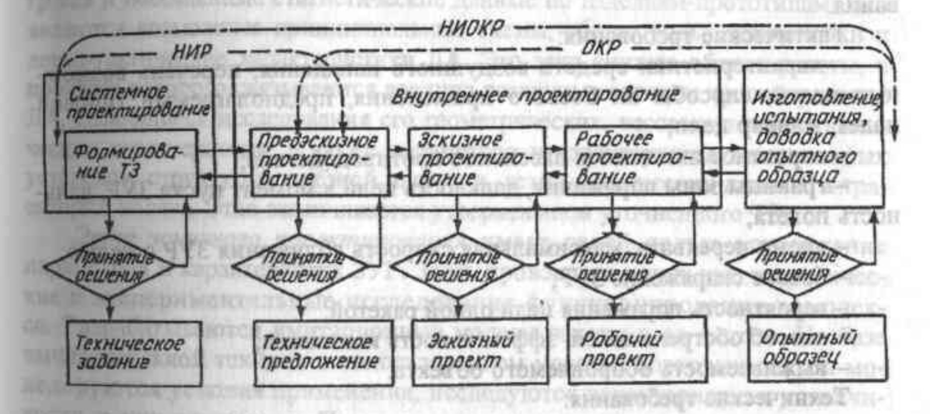


Рис. 1.1. Основные этапы проектирования ЛА

Этап формирования ТЗ, иногда называемый системным проектированием, в качестве объекта исследования рассматривает систему ПВО и ракетные комплексы. С позиций системного подхода на этом этапе выясняются цели, ради которых создается новая ракета, уточняется круг решаемых задач, исследуются свойства внешней среды, определяются характеристики ее воздействия на ЛА. Важно на начальной стадии определить место новой ракеты в существующем параметрическом ряду ЗУР. Здесь разрабатывают и исследуют:

– уровень возможной перестройки системы ПВО;

– возможные варианты условий применения ЗУР и соответствующие им функционально-структурные облики комплекса;

– целесообразный уровень преемственности конструктивно-технологических решений и информационного обеспечения;

– математические модели эффективности комплекса и его элементов, требования к показателям эффективности по стадиям отработки комплекса и ЗУР, предварительную количественную оценку показателей эффективности;

– оптимальные по критерию «эффективность – стоимость» варианты облика комплекса.

Все эти работы ведутся совместно и параллельно заказчиком и разработчиком – опытным конструкторским бюро (ОКБ). Главным результатом исследований является в основном согласованное обеими сторонами техническое задание для новой ЗУР.

Техническое задание определяет тактические, технические и эксплуатационные требования к ЗУР. Полный перечень требований представляет собой довольно объемный документ. Приведем наиболее важные требования.

Тактические требования:

– характеристики средств воздушного нападения, перечень возможных целей, способы их боевого применения, предполагаемый типовой налет, маневр цели;
– вероятное активное и пассивное противодействие;
– границы зоны поражения, дальность цели в момент пуска ЗУР, дальность полета;
– время перехвата, максимальная скорость сближения ЗУР с целью;
– боевое снаряжение ЗУР;
– вероятность поражения цели одной ракетой;
– способ обстрела целей, эффективность комплекса;
– выживаемость обороняемого объекта.

Технические требования:

– предельные габариты и масса ЗУР;
– тип системы наведения, ее основные характеристики;
– тип и характеристики пусковой установки;
– тип двигателей, виды применямых топлив;
– характеристики боеготовности и надежности;
– характеристики внешних условий боевого применения;
– ограничения применяемых материалов.

Эксплуатационные требования:

– длительность подготовки к запуску;
– ограничения по транспортировке;
– периодичность и содержание регламентного обслуживания;
– условия и сроки хранения ЗУР и отдельных ее частей (блоков);
– технология утилизации ЗУР.

Проектирование ракеты на отраслевом уровне в ОКБ развертывается на основе согласованного с заказчиком ТЗ. Одновременно продолжается исследование комплекса заказчиком, сравнительный анализ различных способов обеспечения эффективности с учетом реально принимаемых технических решений, уточнение показателей эффективности по результатам макетирования ЛА и экспериментальной отработки элементов комплекса и т.д.

Этап предэскизного проектирования, выполняемый в ОКБ, состоит в проверке реализуемости ранее сформированного ТЗ. Здесь прорабатывается целый ряд возможных технических предложений, проверяется реализуемость поставленной цели, исследуются разнообразные условия применения, изготовления, монтажа и эксплуатации ЗУР. При этом широко используется информация о достижениях научно-технического прогресса и обобщенные статистические данные по изделиям-прототипам. Выявляются возможные принципиальные схемы, общие виды, компоновки и летно-тактические характеристики ЛА. Это этап синтеза облика ракеты, в процессе которого связываются воедино различные аспекты проектирования ЛА, касающиеся исследования его геометрических, весовых и аэродинамических характеристик, а также параметров и характеристик двигательных установок, структуры полезной нагрузки, летно-технических данных и траекторий полета. Этап заканчивается утверждением уточненного ТЗ.

Этап эскизного проектирования имеет своей целью определение параметров и характеристик ЗУР. Здесь проводятся детальные теоретические и экспериментальные исследования функционирования комплекса. Разрабатываются имитационные модели ракеты и ее систем. На базе вычислительной техники с использованием макетов бортовых систем моделируются условия применения, исследуются характеристики устойчивости и управляемости. Продувается в аэродинамических трубах ряд моделей и на основе этих данных уточняются аэродинамическая схема и аэродинамические характеристики. Выбираются и реализуются в конструкторско-технологической документации основные способы обеспечения эффективности ЛА как благодаря конструктивно-технологическим и схемным решениям, так и благодаря выбору оптимальных способов организации эксплуатации и применения комплекса.

Параллельно с решением вопросов общего проектирования ракеты ведется разработка конструкции планера и двигательной установки, т.е. проектирование собственно конструкции ЛА. Для основных агрегатов здесь разрабатывается комплект рабочих чертежей. На специальных стендах отрабатываются элементы двигательной установки и отдельные новые элементы конструкции планера и его систем.

Этап рабочего проектирования непосредственно предшествует практической реализации заявленных параметров и характеристик ракеты. Основные исследования на этом этапе связаны с экспериментальной проверкой практически всех нововведений. Здесь разрабатывается комплект рабочих чертежей и выпускается вся техническая документация, необходимая для изготовления ракеты.

Этап изготовления и испытаний опытного образца завершает стадию ОКР, опытного производства и испытаний ЗУР. Очень важно выявить и устранить все дефекты именно на этой стадии, чтобы исключить доработку ракеты в период эксплуатации. Главное при этом – подтвердить выполнение установленных в технических требованиях заказчика характеристик эффективности. По данным опытного производства и испытаний вносятся изменения в проект, дорабатываются рабочие чертежи и технология изготовления ракеты. По результатам этого этапа принимается решение о запуске ЗУР в серийное производство и передаче ее в эксплуатацию.

Процесс проектирования, как правило, протекает в условиях жестких ограничений по срокам. В то же время принятые решения определяют функциональное совершенство ЗУР на весь период ее существования, и обычно допущенные здесь ошибки являются непоправимыми. Широкий фронт работ, взаимодействие различных организаций, большой объем используемой информации в условиях сжатых сроков приводят к необходимости:

а) параллельного выполнения работ по формированию облика ЛА и по разработке конструкций агрегатов планера, хотя исходные данные для проектирования конструкции отработаны не полностью; это обеспечивает расширение фронта работ и сокращение сроков проектно-конструкторских проработок;

б) широкого использования накопленного опыта путем внедрения в новые конструкции унифицированных модулей, положительно себя проявивших на других изделиях;

в) параллельного выполнения проектных и экспериментальных работ и проведения параметрического анализа, что позволяет, с одной стороны, расширить область возможных решений, а с другой – обеспечить надежность проектируемых изделий.

Проектирование современных ракет представляет собой непрерывно усложняющийся процесс, для успешного течения которого требуется мощный научный арсенал. С информационной точки зрения этот процесс можно интерпретировать в виде спирали (рис. 1.2), объединяющей как предметные области, так и этапы проектирования. Приведенная схема показывает тесную информационную взаимосвязь между отдельными этапами проектиро-

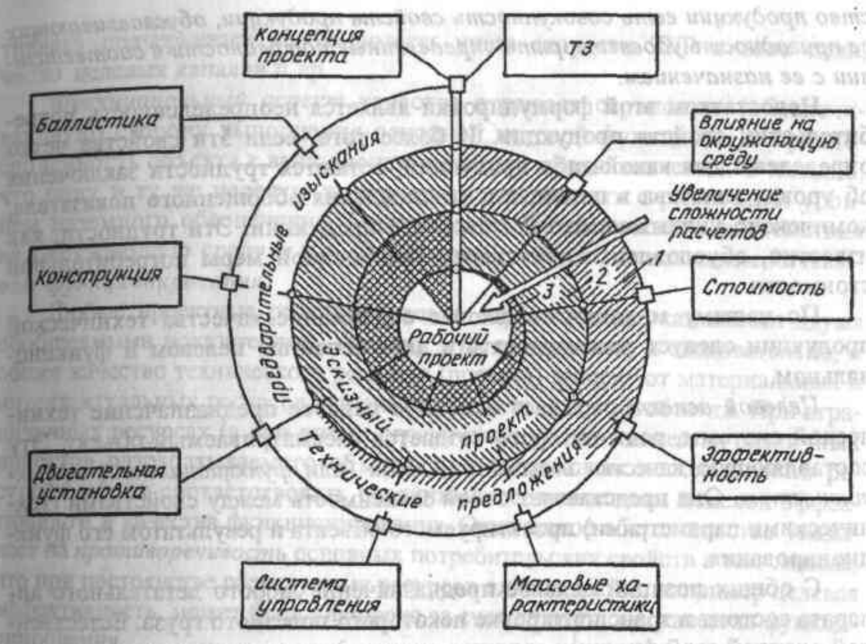


Рис. 1.2. Взаимосвязь этапов проектирования ЛА

вания, которая состоит в том, что одни и те же задачи проектирования рассматриваются со все возрастающей степенью детализации, что неизбежно влечет за собой повышение сложности и точности расчета.

1.3. ПОКАЗАТЕЛИ КАЧЕСТВА ТЕХНИЧЕСКОГО РЕШЕНИЯ

1.3.1. Обобщенные показатели качества

С позиций системного подхода оценка совершенства ЗУР, как и любой другой технической системы, должна отражать три аспекта: технический, функциональный и экономический. Каждый из этих аспектов является сложным свойством ракеты, описываемым, как правило, несколькими показателями. Чтобы оценить полноту и состоятельность той или иной группы показателей (критериев) и установить соподчинение между ними, требуется системное описание всего жизненного цикла ракеты. К сожалению, из-за сложной природы происходящих в цикле процессов такие описания пока отсутствуют. Для наших целей воспользуемся приближенными моделями, построенными на физических представлениях.

Общепринято, что наиболее комплексной характеристикой технических систем является их *качество*. В соответствии с ГОСТ 15467-79, *каче-*

ство продукции есть совокупность свойств продукции, обусловливающих ее пригодность удовлетворять определенные потребности в соответствии с ее назначением.

Недостатком этой формулировки является неопределенность потребительских свойств продукции. И более того, если эти свойства четко определены для какой-либо продукции, остаются трудности заключения об уровне качества в целом, т.е. установления обобщенного показателя, комплексно учитывающего все свойства продукции. Эти трудности, как известно, обусловлены отсутствием обобщенной меры потребительной стоимости.

По нашему мнению, смысловое содержание качества технической продукции следует рассматривать в двух аспектах: целевом и функциональном.

Целевой аспект отражает основное целевое предназначение технической системы, ради которого создается рассматриваемый объект. Эту составляющую качества называют *целевой* (или *функциональной*) *эффективностью*. Она представляет собой зависимость между свойствами (техническими параметрами) проектируемого объекта и результатом его функционирования.

С общих позиций целевое предназначение любого летательного аппарата состоит в транспортировке некоторого полезного груза. Естественной оценкой этой функции является *производительность транспортного средства*. Для пассажирского самолета, например, целевая эффективность – это его производительность в единицу времени, приходящаяся на единицу взлетной массы:

$$W_{ц} = \frac{m_{ком} V_{рейс}}{m_о}, \qquad (1.1)$$

где $m_{ком}$ – масса коммерческой нагрузки; $V_{рейс}$ – рейсовая скорость транспортировки груза; $m_о$ – взлетная масса.

Для зенитных ракет транспортируемым «полезным грузом» является энергия, которую нужно доставлять к борту поражаемого средства воздушного нападения (СВН). В соответствии с этой трактовкой назначения ЗУР, ее целевая эффективность может быть представлена аналогично (1.1):

$$W_{ц} = \frac{E V}{m_о}, \qquad (1.2)$$

где E – доставляемая к борту СВН энергия поражающего поля; $m_о$ – взлетная масса ЗУР; V – эффективная скорость доставки «груза». Термин «эффективная» подчеркивает необходимость учета скорости ЗУР в зоне цели, число целевых каналов и др.

Функциональный аспект качества отражает сервисную (обеспечивающую) сторону выполнения основной целевой функции, т.е. приспособленность объекта к выполнению целевого предназначения. Очевидно, что одну и ту же целевую задачу можно выполнить с различным уровнем наземного обеспечения, безопасности, экологического воздействия на окружающую среду и т.д. Эту группу свойств мы называем *качеством функционирования*.

Любые проектные решения всецело определяются указанными двумя обобщенными показателями. Уровень этих показателей, а следовательно, и общее качество технического решения (проекта) зависит от материальных и интеллектуальных ресурсов, используемых для создания объекта. При ограниченных ресурсах (а они всегда ограничены) уровень качества различных проектов разрабатываемого объекта при одинаковом использовании ресурсов может соответствовать различным соотношениям целевой эффективности и качества функционирования. Отмеченное обстоятельство указывает на *противоречивость* основных потребительских свойств в том смысле, что при постоянстве расходуемых ресурсов одно качество, например целевая эффективность, может быть улучшена за счет другого, т.е. качества функционирования.

Совместное влияние подобных противоречивых величин может оцениваться обобщенной функцией в виде произведения рассматриваемых качеств [57]. Однако при этом следует учитывать, что строгое описание в виде произведения противоречивых величин предполагает *равноценность* их одинаковых относительных приращений, так как только такие относительные приращения вызывают одинаковое относительное приращение произведения в целом.

При разработке новой техники проектные решения обычно сопоставляют с решениями по аналогичным объектам, представляющим собой, как правило, наиболее прогрессивные образцы. (В дальнейшем такие образцы называются базовыми.) Предположим, что целевая эффективность и качество функционирования в первом приближении равноценны, тогда в соответствии с изложенным общее качество объекта в сравнении с базовым значением качества определится соотношением

$$\bar{W} = \frac{W}{W_б} = \bar{W}_ц \bar{W}_ф, \qquad (1.3)$$

где W – проектное качество разрабатываемого объекта; $W_б$ – качество базового объекта; $\bar{W}_ц = \frac{W_ц}{W_{цб}}$ и $\bar{W}_ф = \frac{W_ф}{W_{фб}}$ – относительные значения целевой эффективности и качества функционирования разрабатываемого объекта.

В соответствии с (1.1) величина $\bar{W}_ц$ определяется очевидным соотношением

$$\bar{W}_ц = \frac{E}{E_б}\,\frac{V}{V_б}\,\frac{m_{об}}{m_о}. \qquad (1.4)$$

Относительную величину качества функционирования $\bar{W}_ф$ приближенно можно представлять в виде взвешенной суммы относительных показателей качества, т.е.

$$\bar{W}_ф = \frac{1}{n}\sum_{i=1}^{n}\alpha_i\,\frac{P_i/m_о}{P_{iб}/m_{об}} = \left(\frac{1}{n}\sum_{i=1}^{n}\alpha_i\,\frac{P_i}{P_{iб}}\right)\left(\frac{m_{об}}{m_о}\right), \qquad (1.5)$$

где P_i и $P_{iб}$ – показатели качества функционирования исследуемого и базового образцов; α_i – весовой коэффициент; n – число основных показателей качества.

Для конкретизации соотношений (1.2)–(1.5) необходимо раскрыть определяющие их факторы. Рассмотрим эти факторы.

1.3.2. Главный источник нового качества техники

Формирование рынка и новых экономических отношений заставляет более глубоко анализировать объективные законы, определяющие развитие технических систем. Знание и использование этих законов позволяет не только экономить различные ресурсы при создании новой техники за счет сокращения проб и ошибок, но и обоснованно формировать технические требования к новым изделиям, а также максимально учитывать и сокращать нежелательные последствия от использования новых технических средств.

Специфические законы развития техники – это законы ее совершенствования, изменения структуры, функций и принципов действия технических объектов. Эти законы отражают взаимосвязь «человек – техника», раскрывают принципы соответствия техники производительным возможностям общества. *Главным законом развития техники является непрерывный научно-технический прогресс.* В соответствии с этим законом определяющим условием создания новой техники является внедрение результатов НТП. Для стадии проектирования это требование можно реализовать лишь на основе новых технических решений.

Не вдаваясь пока в конкретные процедуры отыскания новых технических решений, рассмотрим механизм действия главного закона развития техники*.

Новые потребности, возникающие в процессе развития человеческого общества, могут быть удовлетворены лишь с помощью новых технических устройств. Это значит, что развитие техники идет, прежде всего, по пути расширения множества технических объектов. Но не только множества. После возникновения нового технического объекта начинается его конструктивная эволюция, проявляющаяся в постепенном повышении его эффективности за счет совершенствования одного или нескольких параметров качества объекта (скорости, грузоподъемности, точности, расхода энергии и др.).

История развития техники показывает, что первый образец принципиально нового устройства обычно создается в условиях неполной изученности его свойств. Поэтому параметры такого объекта, как правило, не оптимальны, и имеются значительные резервы для улучшения. С началом эксплуатации объекта начинается процесс устранения его недостатков, улучшение показателей качества. Совершенствование осуществляется за счет оптимизации конструктивных параметров, изменения конструктивных и технологических решений отдельных частей объекта. Улучшению показателей качества способствуют рост общего научно-технического потенциала промышленности и развитие технологии производства. Совершенствование объекта продолжается до тех пор, пока не будут получены глобально оптимальные значения параметров для данной структуры объекта, когда дальнейшее улучшение показателей качества становится невозможным.

Однако развитие техники, естественно, не останавливается. Постоянное возрастание человеческих потребностей выдвигает новые требования к техническим объектам, и стремление улучшить показатели качества приводит к созданию более совершенных устройств. Происходит микрореволюция – меняется структура технического объекта, но в пределах существующего принципа действия этого объекта. Например, для повышения мощности двигателя внутреннего сгорания – переход от карбюраторных двигателей к дизельным.

Усовершенствованный объект в какой-то период достигает своего потолка. Тогда происходит макрореволюция – переход к новому принципу

* Ревенков А.В., Панасенков В.П. Анализ и синтез технических решений при производстве ЛА: Учебное пособие. – М.: Изд-во МАИ, 1992.

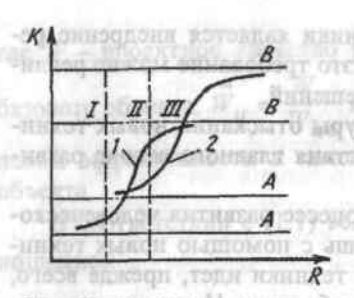


Рис. 1.3. Эволюция качества технических решений

действия технического объекта. Очевидными условиями такого перехода являются социально-экономическая целесообразность и, главное, возможности НТП.

Далее процесс повторяется. Схематически этот процесс, отражающий изменение качества К в зависимости от затрат ресурсов *R*, может быть описан *S*-образной кривой (рис. 1.3). Для начального участка кривой – участка *I* – характерны интенсивные усилия (затраты) для повышения качества объекта. В этот период происходит экспериментальная отладка и опытная эксплуатация новой техники. По мере накопления знаний (на участке *II*) благодаря устранению недостатков, конструктивным доработкам происходит интенсивное развитие изделий новой техники, сопровождающееся ростом качества и функциональной эффективности. Участок *III* характеризуется значительным увеличением затрат на повышение качества. Эффективность техники при данном принципе действия приближается к предельному значению (линия *B*).

Если нет условий для перехода на новый принцип действия, то процесс конструктивной эволюции замедляется и длительное время воспроизводятся технические устройства примерно одинаковой конструкции (кривая *1* на рис. 1.3). Однако, как правило, задолго до этого периода появляется новый принцип действия технического объекта, который в перспективе может обеспечить более высокий показатель качества (кривая *2* на рис. 1.3). Его разработка начинается тогда, когда созреют социально-экономические условия (линия *A*). Сначала он по своим показателям качества отстает от своих предшественников, но затем постепенно в соответствии с закономерностью, описываемой *S*-образной кривой, новый технический объект начинает вытеснять своего конкурента.

История развития техники показывает, что технический объект отмирает в период своего наивысшего развития, т.е. когда в максимальной степени реализованы его показатели качества. Так, применение реактивных двигателей в авиации началось тогда, когда они еще уступали поршневым двигателям. При увеличении скорости полета более 700–800 км/ч поршневой двигатель исчерпал себя, но к этому времени уже были достаточно отработаны реактивные двигатели, позволявшие продолжить развитие авиации в направлении увеличения скорости полета.

1.3.3. Техническое совершенство изделия

Развитие техники определяется многими факторами. Однако базовой, основополагающей составляющей НТП является эффективность использования массы – так называемая *весовая эффективность*. Вместе с тем следует особо подчеркнуть, что сама по себе весовая эффективность не самоцель, целевая задача состоит в получении новых, прогрессивных свойств изделия.

Между свойствами и массой любой конструкции существует тесная связь, поскольку конструкция является материальной формой этих свойств. Часто преобладает прямой характер связи (свойства – масса). В этих случаях улучшение весовых характеристик обусловливается в основном требованиями экономики (принцип снижения энергоматериалоемкости). Однако во многих других случаях имеет место и обратная связь (масса – свойства), например в машинах с движущимися частями, особенно в транспортных. Так, в двигателе масса движущихся частей из-за возникновения сил инерции ограничивает их размеры и скорости, т.е. в конечном счете мощность двигателя. Масса транспортной машины влияет и на потребную мощность двигателя, и на массу топлива, т.е. на размеры и свойства самой машины. Влияние обратной связи, стремительно возрастающее с увеличением скорости движения, приобретает исключительное значение для любых транспортных средств.

Масса – это материальный ресурс, определяющий характеристики и облик технических средств. За счет массы можно получить почти любые свойства изделия. Но при ограниченном ресурсе (m_0 = const) улучшение каких-либо свойств изделия может быть достигнуто лишь за счет ухудшения других свойств. Если же новые (улучшенные) свойства получены без увеличения массы, то можно утверждать, что имеет место использование результатов технического прогресса: новые свойства можно получить лишь на качественно новом уровне использования массы. В соответствии с этим логика создания более прогрессивных изделий не в том, чтобы получать технические средства минимальной массы, а в том, чтобы создавать новые изделия, обладающие более прогрессивными свойствами, получаемыми без увеличения массы. Если это требование оказывается нарушенным, то эффект будет диаметрально противоположным, что многократно подтверждает история развития техники [57].

Результативность использования массы, как следует из сказанного, по существу отражает результативность использования достижений НТП. Количественно характеристикой этой результативности является техническое совершенство изделия. Поясним это понятие.

Прежде всего отметим, что по своей сути техническое совершенство является характеристикой качества изделия, оцениваемой через аналогич-

ную характеристику базового образца. Если проектируемое и базовое изделие одного назначения, имеют одинаковые массы ($m_о = m_{о\,б}$), но различные значения качества ($W \neq W_б$), то качество W и есть техническое совершенство W^* проектируемого изделия. Если же $m_о \neq m_{о\,б}$, то качество W нельзя принимать за техническое совершенство: разность $\Delta W = W - W_б$ в этом случае может быть обусловлена не только НТП, но и простым увеличением массы. Поэтому *в общем случае техническое совершенство можно определить так. Это характеристика качества*

$$W^* = W_б + \Delta W^*, \tag{1.6}$$

где составляющая ΔW^* *создается только за счет прогресса науки и техники.*

В существующих нормативных документах техническое совершенство четко не определено, что затрудняет и даже исключает количественные оценки результативности НТП. Приведенное выше определение конкретизирует это понятие и вычленяет новизну, т.е. ту часть качества, которая создана за счет прогресса науки и техники. При этом естественно предполагается, что качество изделия – более общее свойство, которое создается не только за счет прогресса науки и техники, но и за счет увеличения массы и оптимального распределения свойств.

Уровневая характеристика технического совершенства определяет технический уровень изделия. В соответствии с изложенным, *технический уровень – это относительная характеристика качества, основанная на сопоставлении значений, характеризующих техническое совершенство изделия с соответствующими базовыми значениями.*

Для количественной оценки технического уровня воспользуемся приведенными выше зависимостями (1.2)–(1.5). Будем полагать, что энергия E является функцией массы «полезного груза» $m_{п.г}$. При увеличении $m_{п.г}$ возрастает энергия E и соответственно возрастает целевая эффективность

$$W_ц = \frac{m_{п.г}(E)\,V}{m_о}. \tag{1.7}$$

Поскольку сравнению подлежат однотипные изделия с близкими характеристиками, то количественный анализ будем строить на основе линейных соотношений, полагая

$$W_ц = W_{ц\,б} + \Delta W_ц; \quad W_ф = W_{ф\,б} + \Delta W_ф; \quad W = W_б + \Delta W \quad \text{и т.д.} \tag{1.8}$$

С учетом этих допущений из соотношения (1.3) следует

$$\frac{\Delta W}{W_б} = \frac{\Delta W_ц}{W_{ц\,б}} + \frac{\Delta W_ф}{W_{ф\,б}}. \tag{1.9}$$

Поскольку в общем случае приращения целевой функции и качества функционирования могут быть не только за счет технического прогресса, но и за счет увеличения начальной массы транспортного средства, то при оценке приращений потребительских качеств изделия зависимость (1.3) следует рассматривать как сложную функцию начальной массы транспортного средства. С учетом этого замечания из уравнений (1.3)–(1.9) после дифференцирования и перехода к конечным приращениям, пренебрегая малыми второго порядка, получим

$$\frac{\Delta W^*}{W_б} = \frac{1}{n}\sum_{i=1}^{n} \alpha_i \frac{\Delta P_i}{P_{i\,б}} + \frac{\Delta m_{п.г}}{m_{п.гб}} + \frac{\Delta V}{V_б} - \frac{\Delta m_о}{m_{об}}. \tag{1.10}$$

Если решается проектная задача, то характеристики функционального и критериального качества (P_i, $\Delta m_{п.г}$, V и др.) следует выбирать из условия $\Delta m_о / m_{о\,б} = 0$ (т.е. из условия $m_о = \text{const}$). При сравнении готовых изделий расчетной является зависимость (1.10), где слагаемое $\Delta m_о / m_{о\,б}$ (уменьшающее техническое совершенство) отражает тот факт, что некоторые характеристики целевой эффективности и качества функционирования получены не за счет технического прогресса, а за счет увеличения массы изделия.

В соответствии с изложенным, техническое совершенство $W^* = W_б + \Delta W^*$ определяет технический уровень изделия в виде

$$K_{т.у} = \frac{W^*}{W_б} = 1 + \frac{\Delta W^*}{W_б} = 1 + \frac{1}{n}\sum_{i=1}^{n} \alpha_i \frac{\Delta P_i}{P_{i\,б}} + \frac{\Delta m_{п.г}}{m_{п.гб}} + \frac{\Delta V}{V_б} - \frac{\Delta m_о}{m_{об}}. \tag{1.11}$$

В случае неравноценных качеств $W_ц$ и $W_ф$, когда относительные приращения $\dfrac{\Delta W_ц}{W_ц} = a$ и $\dfrac{\Delta W_ф}{W_ф} = b$ различны ($a \neq b$), критерий, объединяющий целевую эффективность и качество функционирования, следует подкорректировать. Требование равноценности относительных приращений составляющих качества будет строго удовлетворено, если вместо (1.3) критерий принять в виде

$$W = W_ц^{\frac{1}{a}} \cdot W_ф^{\frac{1}{b}}. \qquad (1.12)$$

Чтобы доказать справедливость (1.12), достаточно выражение (1.12) прологарифмировать, продифференцировать и перейти от дифференциалов к конечным приращениям:

$$\ln W = \frac{1}{a}\ln W_ц + \frac{1}{b}\ln W_ф;$$

$$\frac{dW}{W} = \frac{1}{a}\frac{dW_ц}{W_ц} + \frac{1}{b}\frac{dW_ф}{W_ф};$$

$$\frac{\Delta W}{W} = \frac{1}{a}\frac{\Delta W_ц}{W_ц} + \frac{1}{b}\frac{\Delta W_ф}{W_ф}.$$

Из последнего выражения видно, что с учетом коэффициентов $\frac{1}{a}$ и $\frac{1}{b}$ относительные приращения $\frac{\Delta W_ц}{W_ц} = a$ эффективности $W_ц$ и $\frac{\Delta W_ф}{W_ф} = b$ качества функционирования $W_ф$ дают каждое одно и то же относительное приращение критерия W, а именно $\frac{\Delta W}{W} = 1$.

Для оценки технического совершенства по фактическим характеристикам сравниваемых изделий критерий (1.12), к сожалению, неприемлем, так как его применение предполагает, что известны составляющие массы $\Delta m_о$ (см. (1.10)), обусловленные отдельно целевой эффективностью и отдельно качеством функционирования. Но при сравнении изделий известно лишь суммарное значение $\Delta m_о$. Поэтому для наших целей критерий (1.12) будем представлять в виде

$$W = W_ц W_ф^{\varepsilon}, \qquad (1.13)$$

где $\varepsilon = W_ф / W_ц$ – корректирующий показатель, приближенно выравнивающий относительные приращения составляющих качества.

В этом случае технический уровень изделия будет определяться по формуле

$$K_{т.у} = 1 + \frac{\varepsilon}{n}\sum_{i=1}^{n}\alpha_i\frac{\Delta P_i}{P_{i\,б}} + \frac{\Delta m_{п.г}}{m_{п.г\,б}} + \frac{\Delta V}{V_б} - \frac{\Delta m_о}{m_{об}}. \qquad (1.14)$$

1.3.4. Целевая эффективность

Содержательную сторону этого понятия отражает функциональная связь между параметрами проектируемого объекта и результатом его функционирования. В общем виде эта связь представляет собой отношение соответствия параметров поражающего поля E к характеристикам «полезного груза». По смыслу основным параметром поражающего поля может служить вероятность поражения цели. Следовательно, искомая зависимость – суть зависимость между вероятностью поражения цели и характеристиками массы $m_{п.г}$. При традиционном осколочно-фугасном поражении цели такой характеристикой массы $m_{п.г}$ является сумма масс боевой части, взрывателей, двигателя поперечного управления, а также других специальных устройств, формирующих поражающее поле.

В зависимости от способа боевого применения ЗУР вероятность поражения цели может определяться по-разному. Однако во всех случаях основной составляющей функциональной эффективности является вероятность поражения одиночной цели при пуске по ней одной ракеты.

Поражение цели одной ЗУР можно представить в виде сложного случайного события, состоящего из двух других случайных событий, происходящих последовательно во времени. Первое случайное событие заключается в том, что подрыв боевой части ракеты произошел именно в данной точке пространства при промахе h. Вероятность этого события определяется законом ошибок наведения и управления $\varphi(h)$, сопутствующих стрельбе. Эти ошибки, как показывает опыт, распределяются по закону, близкому к круговому $(\sigma_y = \sigma_z = \sigma)$, с центром рассеивания, совпадающим с целью, а плотность вероятности распределения промахов подчиняется закону Рэлея:

$$\varphi(h) = \frac{h}{\sigma^2} e^{-\frac{h^2}{2\sigma^2}}, \qquad (1.15)$$

где σ – среднее квадратическое значение промаха.

Второе случайное событие заключается в том, что поражающие элементы боевой части ракеты, разорвавшейся при промахе h, поразят цель. Вероятность этого события определяется условным законом поражения цели $p(h)$. Закон $p(h)$ является функцией:

– типа и характеристик боевой части ракеты;
– параметров радиовзрывателя;
– условий встречи ракеты с целью (модуля и направления вектора скорости ракеты и цели, высоты точки встречи и др.);
– уязвимости цели.

При круговом распределении ошибок наведения и управления условный закон поражения цели приближенно описывается зависимостью

$$p(h) = e^{\frac{-h^2}{2R_0^2}}, \qquad (1.16)$$

где R_0 – параметр условного закона, численно равный величине промаха, при которой условная вероятность поражения цели составляет 0,606:

$$p(h = R_0) = e^{-0,5} = 0,606. \qquad (1.17)$$

Полная вероятность сложного события, т.е. вероятность поражения цели одной ракетой, будет

$$W_1 = \int_0^\infty \varphi(h)\, p(h)\, dh. \qquad (1.18)$$

С учетом зависимостей (1.15) и (1.16) имеем

$$W_1 = \int_0^\infty \frac{h}{\sigma^2}\, e^{-\frac{h^2}{2}\left(\frac{R_0^2+\sigma^2}{R_0^2\sigma^2}\right)} dh. \qquad (1.19)$$

Обозначив

$$t = \frac{h^2}{2}\left(\frac{R_0^2+\sigma^2}{R_0^2\sigma^2}\right),$$

получим

$$W_1 = \frac{R_0^2}{R_0^2+\sigma^2}\int_0^\infty e^{-t} dt, \qquad (1.20)$$

откуда

$$W_1 = \frac{R_0^2}{R_0^2+\sigma^2} = \frac{1}{1+\left(\frac{\sigma}{R_0}\right)^2}. \qquad (1.21)$$

При наличии систематической (динамической) ошибки центр рассеивания не совпадает с целью. В этом случае плотность вероятности распределения промаха описывается функцией вида

$$\varphi(h) = \frac{h}{\sigma^2}\, e^{-\frac{h^2+h_0^2}{2\sigma^2}}\, I_0\left(\frac{h \cdot h_0}{\sigma^2}\right), \qquad (1.22)$$

где h_0 – математическое ожидание систематической (динамической) ошибки; $I_0\left(h \cdot h_0/\sigma^2\right)$ – функция Бесселя первого рода нулевого порядка.

В соответствии с (1.18) вероятность поражения цели в этом случае будет

$$W_1 = \int_0^\infty \frac{h}{\sigma^2}\, e^{-\frac{h^2+h_0^2}{2\sigma^2}}\, I_0\left(\frac{h \cdot h_0}{\sigma^2}\right) e^{-\frac{h^2}{2R_0^2}}\, dh. \qquad (1.23)$$

После приведения интеграла (1.23) к табличному* и выполнения необходимых преобразований получим

$$W_1 = \frac{1}{1+\bar{\sigma}^2}\exp\left[-\frac{\bar{h}^2}{2\left(1+\bar{\sigma}^2\right)}\right], \qquad (1.24)$$

где $\bar{h} = \frac{h_0}{R_0}$ – нормированное математическое ожидание систематической ошибки;

$\bar{\sigma} = \frac{\sigma}{R_0}$ – среднее квадратическое значение нормированной флюктуационной ошибки наведения.

Для управления ракетой, как правило, используются два независимых канала наведения (по азимуту и углу места), в каждом из которых формируется своя ошибка наведения и управления. При этом рассогласование ошибок будет отличаться от кругового, а вероятность поражения цели определится формулой

$$W_1 = \frac{1}{\sqrt{1+\bar{\sigma}_x^2}}\exp\left[-\frac{\bar{h}_x^2}{2\left(1+\bar{\sigma}_x^2\right)}\right]\frac{1}{\sqrt{1+\bar{\sigma}_y^2}}\exp\left[-\frac{\bar{h}_y^2}{2\left(1+\bar{\sigma}_y^2\right)}\right], \qquad (1.25)$$

* См. Янке Е., Эмде Ф., Леш Ф. Специальные функции: Пер. с немецкого. – М.: Наука, 1968.

где $\bar{h}_x, \bar{h}_y, \bar{\sigma}_x, \bar{\sigma}_y$ – нормированные значения математических ожиданий и средних квадратических отклонений в каналах азимута и угла места.

Как следует из (1.24) и (1.25), функциональная эффективность определяется тремя параметрами: h, σ, $R_о$.

Первые два параметра связаны в основном с системой управления и маневренными свойствами ракеты. При проектировании их значения определяют на основе решения системы уравнений, описывающих движение и управление ракетой, или путем моделирования полета на компьютерах с использованием натурных элементов системы управления. Параметр R_0 характеризует боевое снаряжение ракеты, условия встречи с целью и уязвимость цели. Определяющей для этого параметра является зависимость от массы боевой части $M_{БЧ}$. При наличии достаточно близкого прототипа эта зависимость имеет вид

$$R_о = R_о^* \sqrt{M_{БЧ}/M_{БЧ}^*}, \tag{1.26}$$

где звездочкой отмечены параметры прототипа. При отсутствии прототипа приближенно считают, что

$$R_о = k_R \sqrt{M_{БЧ}}, \tag{1.27}$$

где k_R – коэффициент, обобщенно учитывающий тип БЧ, условия встречи с целью и уязвимость цели. Осредненные значения коэффициента k_R для некоторых целей приводятся в нижеследующей табл. 1.1.

Таблица 1.1

Тип цели	A-10	F-15	F-105	B-52	B-1A	Су-7Б	Ту-16М
k_R	1,10	1,22	3,8	2,20	2,20	3,20	3,0

1.4. СТОИМОСТНЫЕ ПОКАЗАТЕЛИ ЗУР

1.4.1. Система стоимостных показателей

Стоимостные показатели являются экономической характеристикой технического объекта, отражающей воплощенные и овеществленные в объекте общественно необходимые затраты труда, представляемые в денежном выражении. В зависимости от цели исследования стоимостные показатели могут рассматриваться как предмет товарно-денежных отношений, технико-экономического анализа, инвестиционной деятельности, экспертизы. В нашей работе целью экономического анализа является технико-экономическое обоснование принимаемых решений.

Как предмет технико-экономического анализа или обоснования решения ЗУР характеризуется комплексом стоимостных показателей, отражающим динамику развития технического объекта. В соответствии со структурой жизненного цикла можно говорить, что система стоимостных показателей ЗУР включает стоимости за установленные промежутки времени разработки, изготовления, эксплуатации и утилизации. В необходимых случаях, например при выполнении сравнительного технико-экономического анализа вариантов оснащения промышленного объекта, в нее также может быть включена стоимость сопутствующих работ (в частности, капитального строительства под монтаж закупаемого оборудования). Каждый из указанных стоимостных показателей может быть при необходимости дополнительно структурирован по этапам, направлениям расходования и статьям калькуляции. Однако для практических нужд зачастую нет необходимости учитывать все стадии жизненного цикла, а достаточно ограничиться стадиями разработки и производства (изготовления) объекта.

Различают две группы стоимостных показателей: *цена* и *себестоимость* научно-технической и серийной продукции. Рассмотрим эти характеристики.

Цены научно-технической и серийной продукции. Как правило, цена любого товара, в том числе и ЗУР, формируется на основе соблюдения баланса интересов потребителя и изготовителя (разработчика, владельца). При этом интересы заинтересованных сторон отражаются в так называемых ценах верхнего и нижнего предела.

Цена верхнего предела определяется из условия выгодности (неубыточности) для потребителя нового изделия, предназначенного для замены старого. Синонимом данного термина является термин «лимитная цена», который отражает предельно допустимый уровень цены, исходя из военно-экономической целесообразности создания ЗУР для их потребителя.

Цена нижнего предела определяется исходя из условия выгодности для разработчика (изготовителя) нового изделия. Данный уровень цены диктуется затратами, которые необходимы для разработки (изготовления) образца. Поэтому стоимостные показатели, отражающие данный уровень цен, часто называют «ожидаемыми затратами» или «прогнозируемыми затратами». Может также применяться термин «фактические затраты», если речь идет о стоимостных показателях уже завершенных работ или об изготовленном образце.

В соответствии с особенностями применения указанных видов цен методический аппарат их определения имеет некоторые особенности. Для определения цен верхнего предела применяются методы расчета, ориентированные на учет соотношения эффекта от применения ЗУР с затратами на достижение данного эффекта.

Для определения цен нижнего предела используются методы, ориентированные на полный учет затрат, необходимых (или осуществляемых) для разработки и изготовления (или приобретения) ЗУР.

Баланс интересов заинтересованных сторон при осуществлении товарно-денежных отношений находит выражение в *договорных* (*контрактных*) *ценах*.

Себестоимость продукции (работ, услуг) представляет собой стоимостную оценку используемых в процессе производства продукции природных ресурсов, сырья, материалов, топлива, энергии, основных фондов, трудовых ресурсов, а также других затрат на ее производство и реализацию. Состав элементов себестоимости продукции регламентируется постановлениями Правительства Российской Федерации. В соответствии с постановлением от 5 августа 1992 г. № 552 себестоимость продукции С представляет собой сумму материальных затрат $С_{мат}$, затрат на оплату труда $С_{зп}$, дополнительных расходов $С_{доп}$ и стоимости контрагентских работ и услуг $С_{ка}$:

$$С = С_{мат} + С_{зп} + С_{доп} + С_{ка} . \qquad (1.28)$$

Раскроем содержание указанных составляющих себестоимости.

Материальные затраты на выполнение работ включают в себя собственные прямые затраты разработчика ЗУР на сырье и материалы, на покупные изделия, природное сырье, топливо всех видов, покупную энергию всех видов, тару и упаковку, полученную от поставщиков материальных ресурсов, а также расходы на специальное оборудование для научных (экспериментальных) работ.

Затраты на оплату труда (фонд заработной платы) включают в себя собственные прямые затраты на оплату труда основного производственного персонала предприятия, включая премии рабочим и служащим за производственные результаты; стимулирующие и компенсирующие выплаты, в том числе компенсации по оплате труда в связи с повышением цен и индексацией доходов в пределах норм, предусмотренных законодательством; компенсации, выплачиваемые женщинам, находящимся в частично оплачиваемом отпуске по уходу за ребенком до достижения им определенного законодательством возраста, а также обязательные отчисления органам государственного социального страхования, пенсионного фонда, государственного фонда занятости и медицинского страхования (по установленным законом нормам от затрат на оплату труда работников, включаемым в себестоимость продукции).

Дополнительные затраты включают в себя собственные расходы разработчика ЗУР на обслуживание и управление (накладные расходы); амортизационные отчисления на полное восстановление основных производственных фондов (как по собственным, так и по арендованным основным фондам); налоги, сборы, платежи (в том числе по обязательным видам страхования); отчисления в страховые фонды (резервы) и другие обязательные отчисления, производимые в соответствии с установленным законодательством порядком; платежи за выбросы (сбросы) загрязняющих веществ; вознаграждения за изобретения и рационализаторские предложения; затраты на оплату процентов по полученным кредитам; оплату работ по сертификации продукции; затраты на командировки; плату сторонним организациям за пожарную и сторожевую охрану, за подготовку и переподготовку кадров; затраты на организованный набор работников, а также другие затраты, входящие в состав себестоимости продукции (работ и услуг), но не относящиеся к ранее перечисленным.

Контрагентские затраты включают в себя стоимость работ и услуг производственного характера, выполняемых сторонними предприятиями или производствами и хозяйствами предприятия. При определении лимитной цены продукции стоимость контрагентских работ рассчитывается без учета прибыли соисполнителя, исчисленной исходя из норматива, предусмотренного для соответствующего вида контракта.

Важнейшими элементами стоимости (себестоимости) ЗУР являются следующие показатели:

1. Стоимость разработки образца ЗУР, включающая в себя:

– стоимость выполнения научно-исследовательских и экспериментальных работ;

– стоимость выполнения опытно-конструкторских работ, в том числе:
 разработки эскизного и технического проектов,
 изготовление опытного образца (опытной партии),
 разработки технической документации,
 испытаний опытного образца,
 корректировки технической документации по результатам испытаний.

Кроме того, в систему стоимостных показателей разработки образца ЗУР могут дополнительно включаться отдельные стоимостные показатели, соответствующие характеру и особенностям выполняемых работ, например стоимость разработки специального программного обеспечения.

2. Стоимость изготовления образца ЗУР, в том числе:

– стоимость подготовки производства;

– стоимость образца для условий освоения производства и выпуска установочной партии;

– стоимость образца для условий установившегося производства.

3. Стоимость капитального строительства под монтаж образца ЗУР.

4. Стоимость эксплуатации образца ЗУР в расчете на установленный промежуток времени.

5. Стоимость утилизации образца ЗУР.

Каждый из приведенных стоимостных показателей может быть детализирован по направлениям расходования и статьям калькуляции. В составе направлений расходования выделяются материальные затраты, затраты на оплату труда, отчисления на социальные нужды, амортизация основных фондов и др. Кроме того, направления расходования могут определяться в соответствии с кооперацией предприятий, структурой образца или по другим основаниям. В качестве примера в табл. 1.2 приведено среднестатистическое распределение стоимости НИОКР для ЗУР по статьям калькуляции.

Таблица 1.2

Статьи калькуляции	Удельный вес стоимости
Материалы и покупные комплектующие изделия	9,8
Специальное оборудование для научных (экспериментальных) целей	1,5
Фонд заработной платы	25,6
Накладные расходы	19,7
Прочие производственные расходы (командировки)	0,8
Прочие расходы	0,1
Всего собственные расходы	57,5
Контрагентские расходы	42,5
Итого	100,0

1.4.2. Общая характеристика методов расчета стоимостных показателей

Экспертные методы. Общим для всех разновидностей методов данной группы является то, что они основываются на комплексном применении логических и математико-статистических методов и процедур, направленных на получение от специалиста информации, необходимой для подготовки и выбора рациональных решений. В рамках данных методов определение стоимости ЗУР производится исходя из оценок, формируемых группой специалистов в данной области знаний.

Оценки, полученные экспертными методами, наиболее инвариантны к виду образцов ЗУР. Однако поскольку они основываются на опыте, интуиции и системе предпочтений экспертов, участвующих в определении стоимостных показателей, то, следовательно, характеризуются наибольшим уровнем субъективных ошибо́к. Поэтому значительную роль при использовании данного метода играет процедура отбора экспертов.

Экспертные методы преимущественно применяются при определении стоимостных показателей тех образцов ЗУР, для которых представляется затруднительной идентификация с определенной группой промышленной продукции, либо калькулирование затрат не может быть осуществлено установленным порядком, либо стоит задача определения стоимости образца в условиях неопределенности перспектив его реализации. Представляется целесообразным использование этих методов для определения стоимостных показателей для принципиально новых (не имеющих аналогов) образцов ЗУР, относимых к определенной группе промышленной продукции, определение стоимости которых иными методами практически невозможно.

Аналого-сопоставительные методы. Расчет затрат по этим методам проводится исходя из сравнения потребительских свойств и стоимости анализируемого образца ЗУР и ее аналога.

Так, например, для определения стоимости образца ЗУР может использоваться стоимость единицы показателя эффективности (потребительских свойств) образца-аналога или конструктивной единицы в составе образца-аналога. При таком использовании метод носит название «совокупных затрат» или «удельных затрат» и может учитывать некоторые коэффициенты, определяемые в соответствии со статистическими данными по предыстории развития данного типа оборудования. Статистическими коэффициентами могут быть, например, индексы, учитывающие изменение структуры затрат при изменении элементной базы образца, или коэффициенты, нормирующие прирост соотношения «эффективность-стоимость» для новой техники.

Одной из разновидностей этого метода является *экстраполяционный* (регрессивный) метод, когда расчет стоимости производится на базе предварительно установленных зависимостей стоимости от потребительских свойств. При этом используется информация по выборке из нескольких образцов-аналогов, а для установления вида и параметров аналитических зависимостей применяются широко известные методы, например метод наименьших квадратов.

При использовании аналого-сопоставительного метода, а иногда и при использовании экспертного метода существенную роль играет методика оценки потребительских свойств (полезности) образца ЗУР. Как правило, выбор такого показателя вызывает значительные затруднения, поскольку даже простые образцы ЗУР характеризуются вектором показателей, определяющих их полезность для потребителя. Для снижения размерности вектора показателей используются некоторые интегральные показатели, получаемые на основе свертки отдельных параметров образца, либо разрабатываются специальные методы, наиболее полно отражающие особенности конкретного образца ЗУР, как это показано в предыдущем разделе.

Аналого-сопоставительные методы как бы закрепляют сложившееся соотношение между стоимостью и потребительскими качествами образцов. Поэтому сфера их применения не распространяется на принципиально новые изделия (например, открытия), а также на изделия, не имеющие аналогов, даже если они используют хорошо известные решения. Однако этот недостаток в определенной степени может быть преодолен, если потребитель ориентируется на решение функциональных задач (например, отражение удара СВН по группировке средств ПВО или по охраняемой территории). Сложность такого подхода заключается в необходимости моделирования действий такой группировки, как правило состоящей из разнородных средств ПВО, и определения вклада в ее эффективность конкретного типа образцов.

Методы, основанные на непосредственном учете затрат на разработку и изготовление ЗУР. При этом затраты могут группироваться в соответствии со структурой анализируемого образца ЗУР или работ по его созданию (агрегатный метод) либо в соответствии с установленной структурой себестоимости разработки или изготовления образца ЗУР (калькуляционный метод).

Агрегатный метод определения стоимостных показателей образца ЗУР состоит в определении затрат на изготовление образца, исходя из стоимости элементов, входящих в его структуру с учетом затрат, сопряженных с их комплектованием, отладкой. При определении стоимости разработки образца ЗУР расчет затрат производится в соответствии со структурой основных стадий разработки (эскизного и технического проектирования, разработки конструкторской документации, изготовления и отладки опытного образца).

Калькуляционный метод определения стоимостных показателей образца ЗУР состоит в непосредственном расчете затрат, сопряженных с разработкой или изготовлением того или иного продукта, и их суммировании. Как разновидность данного метода может применяться нормативно-калькуляционный метод, предполагающий расчет некоторых статей расходов по укрупненным нормативам.

Методы, основанные на непосредственном учете затрат, могут быть применены для определения стоимостных показателей тех образцов, для которых известны затраты на разработку и изготовление (закупку) основных элементов или эти затраты могут быть рассчитаны по статьям калькуляции.

Повышение достоверности и точности определения стоимостных показателей достигается комбинированием оценок, полученных с помощью различных методов, что основано на уменьшении среднеквадратических ошибок при сложении дисперсий. Сущность приема сводится к проверке непротиворечивости комбинируемых оценок, расчету их предпочтительности и получению результирующей оценки.

1.4.3. Лимитные цены научно-технической и серийной продукции

Как было указано выше, лимитная цена определяет границу стоимости образца, выше которой потребителю становится невыгодно приобретать ЗУР по соображениям военно-экономической целесообразности. В основу подхода к определению лимитной цены ЗУР положен метод, предполагающий использование ряда значений стоимости, рассчитанных в соответствии с различными критериями военно-экономической целесообразности продукции, и определение конкретного значения лимитной цены, исходя из целевых установок потребителя. При этом значение лимитной цены может как определяться на уровне, соответствующем конкретному критерию экономической целесообразности, так и рассчитываться как средневзвешенное значение различных критериев военно-экономической целесообразности.

При наличии нескольких критериев военно-экономической целесообразности лимитная цена научно-технической и серийной продукции определяется в соответствии с выражением

$$Ц^{лим}_{НИОКР(С.П)} = \frac{1}{n}\sum_{i=1}^{n} С^{i}_{НИОКР(С.П)}\alpha_i(1+P), \qquad (1.29)$$

где $С^{i}_{НИОКР(С.П)}$ – стоимость научно-технической (серийной) продукции, рассчитанная в соответствии с i-м критерием; α_i – коэффициент весомости i-го критерия (метода), $(\alpha_i \le 1,\ \sum \alpha_i = 1)$; P – норматив рентабельности, определяемый в соответствии с действующими нормативно-правовыми актами в области ценообразования на промышленные образцы. При отсутствии специальных указаний принимают $P = 0{,}2 \div 0{,}25$.

При необходимости значение лимитной цены *научно-технической продукции* может быть распределено по этапам разработки по формуле

$$Ц^{лим\,j}_{НИОКР} = Ц^{лим}_{НИОКР}\, p_j, \qquad (1.30)$$

где $Ц^{лим\,j}_{НИОКР}$ – лимитная цена (предельные затраты) на j-м этапе разработки образца; p_j – удельный вес затрат j-го этапа в полной стоимости разработки. Ориентировочные статистические нормативы распределения затрат по основным этапам приведены в табл. 1.3.

Таблица 1.3

Наименование вида ЗУР	Коэффициент, учитывающий удешевление серийного образца относительно выпускаемых в опытной партии	Удельный вес стоимости стадий разработки в полной стоимости НИОКР						
		Научно-исследовательская работа (техническое предложение)	Эскизное проектирование	Техническое предложение	Разработка конструкторской документации	Изготовление опытного образца	Государственные испытания	Корректировка конструкторской документации
ЗРВ в целом	0,80	0,1	0,01		0,27	0,46	0,11	0,05
Наземное радиотехническое вооружение, ЗУР	0,85	0,12	0,08		0,22	0,30	0,10	0,18

Лимитная цена *серийной продукции* может быть распределена по укрупненным статьям калькуляции аналогично (1.30). Для статей калькуляции в лимитной цене образца, рассчитываемых относительно полной себестоимости (сырье и материалы, покупные и комплектующие изделия и полуфабрикаты, заработная плата, дополнительные расходы) полагают:

$$C_{\text{с.п}}^{\text{лим}\, i} = C_{\text{с.п}}^{\text{лим}} \frac{k_i}{100}, \qquad (1.31)$$

где $C_{\text{с.п}}^{\text{лим}\, i}$ – затраты по i-й статье калькуляции в лимитной цене образца, рассчитываемые относительно полной себестоимости;

$C_{\text{с.п}}^{\text{лим}} = Ц_{\text{с.п}}^{\text{лим}} \frac{1}{1+P}$ – полная себестоимость серийной продукции;

$Ц_{\text{с.п}}^{\text{лим}}$ – лимитная цена образца, рассчитанная в соответствии с выражением (1.29);

P – норматив рентабельности;

k_i – норматив затрат по i-й статье калькуляции (сырье и материалы ($k_{\text{мат}}$), покупные и комплектующие изделия и полуфабрикаты ($k_{\text{п}}$), заработная плата ($k_{\text{зп}}$), дополнительные расходы ($k_{\text{доп}}$), а также внепроизводственные расходы ($k_{\text{вн}}$) в составе дополнительных расходов), определяемый по среднестатистическим нормативам однородных групп продукции. Ориентировочные нормативы затрат по основным статьям калькуляции приведены в табл. 1.4.

Таблица 1.4

Условия изготовления	Сырье и материалы ($k_{\text{мат}}$)	Покупные и комплектующие изделия и полуфабрикаты ($k_{\text{п}}$)	Заработная плата ($k_{\text{зп}}$)	Дополнительные расходы ($k_{\text{доп}}$)
Период освоения	2,71	57,84	9,50	29,95
Освоенное производство	3,52	59,28	9,55	27,65

Для статей калькуляции в лимитной цене образца, рассчитываемых относительно объема заработной платы в лимитной цене образца (накладные расходы, специальные расходы, прочие производственные расходы) принимают:

$$C_{\text{с.п}}^{\text{лим}\, j} = З_{\text{с.п}}^{\text{лим}} \frac{k_j}{100}, \qquad (1.32)$$

где $З_{\text{с.п}}^{\text{лим}}$ – объем заработной платы в структуре лимитной цены образца;

k_j – норматив затрат по j-й статье калькуляции (накладные расходы ($k_{\text{н}}$), специальные расходы ($k_{\text{сп}}$), прочие производственные расходы ($k_{\text{пр}}$)), определяемый по среднестатистическим нормативам однородных групп продукции. Ориентировочные нормативы дополнительных расходов приведены в табл. 1.5.

Таблица 1.5

Внепроизводственные расходы ($k_{\text{вн}}$)	Накладные расходы ($k_{\text{н}}$)	Специальные расходы ($k_{\text{сп}}$)	Прочие производственные расходы ($k_{\text{пр}}$)
в % к себестоимости	в % к основной заработной плате		
0,49	235,0	20,8	6,0

В случае изменения экономических условий выполнения государственного заказа по сравнению с принятыми при формировании лимитной цены научно-технической и серийной продукции (инфляционные процессы, изменение объема и размещения заказа образцов), может быть принято решение об уточнении значения лимитной цены.

1.4.4. Требования к стоимости научно-технической и серийной продукции при расчете лимитной цены

При определении лимитной цены требования к стоимости продукции устанавливают предельное значение себестоимости образца ЗУР, превышение которого приводит к выводу о нецелесообразности разработки данной

ракеты. Эти требования следует рассматривать как механизм функционально-стоимостного анализа, выполняемого потребителем (заказчиком). Функциональная сторона анализа, формализуемая в виде некоторого критерия (или условия), отражает целевую задачу, подлежащую решению с помощью новой техники. При этом стоимостную сторону следует рассматривать как уровень экономической возможности реализации целевой задачи.

Многообразие постановок целевых задач предопределяет множество методов расчета себестоимости. Не претендуя на методологические обобщения, рассмотрим несколько возможных подходов.

Альтернативный подход к определению стоимости научно-технической продукции. Критерием при таком подходе является условие соответствия полных затрат на создание нового образца и дополнительных затрат на обеспечение уровня эффективности действующим вооружением. Следовательно, условием целесообразности создания нового образца является выполнение неравенства

$$З_{доп} \geq З_{нов} \quad при \quad Э_{доп} = Э_{нов} = Э_{тр}\ , \qquad (1.33)$$

где $З_{доп}$ – дополнительные затраты на приобретение действующего вооружения, необходимого для выполнения условия $Э_{доп} = Э_{тр}$; $З_{нов}$ – затраты на создание нового вооружения, обеспечивающие требуемую эффективность.

Обязательным условием применения альтернативного метода является совпадение множества боевых задач образца, для которого производятся расчеты, и образца, для замены которого он предназначен.

Дополнительные затраты на действующее вооружение складываются из затрат на закупку дополнительного количества образцов, необходимых для обеспечения требуемого боевого эффекта, затрат на дозакупку образцов, выслуживших свой физический срок службы, а также затрат на модернизацию:

$$З_{доп} = Ц^{д}_{с.п}\left(N_{доп} + N_{ф}\right) + З_{мод}\ , \qquad (1.34)$$

где $Ц^{д}_{с.п}$ – цена единичного образца (серийного производства) действующего вооружения;

$N_{доп} = N_{шт}\left(\dfrac{Э_{тр}}{Э_{шт}} - 1\right)$ – дополнительное количество действующего вооружения, обеспечивающее требуемый уровень эффективности $Э_{тр}$;

$N_{шт}$ – штатное количество действующего вооружения, обеспечивающее базовый уровень эффективности $Э_{шт}$ группировки ЗУР;

$N_{ф}$ – количество образцов, которое необходимо закупить для пополнения группировки до штатного состава взамен выбывших в результате физического износа (определяется исходя из действующих норм расхода ресурса и продолжительности периода от начала эксплуатации первого образца);

$З_{мод}$ – затраты на модернизацию действующего вооружения, включающие стоимость проведения ОКР по его модернизации, затраты на доработку образцов ЗУР, состоящих на вооружении, а также изменение стоимости дополнительно закупаемых модернизированных образцов.

Затраты на создание нового образца складываются из затрат на научно-исследовательские и опытно-конструкторские работы (НИОКР) и затрат на закупку необходимого количества новых образцов:

$$З_{нов} = С_{НИОКР} + Ц_{с.п}\, N_{нов}\ , \qquad (1.35)$$

где $С_{НИОКР}$ – стоимость НИОКР по созданию нового образца ЗУР;

$Ц_{с.п}$ – цена нового образца ЗУР;

$N_{нов}$ – количество новых образцов ЗУР, необходимое для формирования группировки с требуемым уровнем эффективности $Э_{тр}$.

С учетом (1.34) и (1.35), исходя из критериального условия (1.33), получаем, что предельная себестоимость НИОКР по созданию нового образца ЗУР определяется соотношением

$$С_{НИОКР} = Ц_{с.п}\left(N_{доп} + N_{ф}\right) + З_{мод} - Ц_{с.п}\, N_{нов}\,. \qquad (1.36)$$

Статистический подход к определению стоимости научно-технической продукции. Практика показывает, что между затратами на разработку и изготовление образца ЗУР существует статистическая связь, описываемая выражением

$$С_{НИОКР} = \frac{Ц_{с.п}}{k_1\, k_2\, k_3}\,, \qquad (1.37)$$

где $Ц_{с.п}$ – лимитная цена разрабатываемого образца ЗУР;

k_1 – коэффициент перехода от условий изготовления опытного образца к условиям освоения серийного производства, учитывающий снижение стоимости образов ЗУР при изменении условий производства. При отсутствии специальных указаний принимают $k_1 = 0{,}71$;

k_2 – коэффициент перехода от условий освоения серийного производства к условиям освоенного серийного производства;

k_3 – удельный вес затрат на изготовление опытного образца в полной стоимости разработки. Коэффициенты k_1 и k_3 принимаются согласно табл. 1.2.

Стоимость серийного производства нового изделия. В соответствии с законом развития техники стоимость нового образца является функцией его технического уровня. Основы соответствующей теории и некоторые практические методы расчета цены новой техники заинтересованный читатель может найти в работе [57]. В настоящем учебнике ограничимся приближенной оценкой стоимости серийного производства нового образца. Такая оценка строится на гипотезе о линейном изменении отношения технический уровень/затраты при последовательном переходе к новому поколению образцов.

Если известны для двух последовательных поколений изделий времена τ_1 и τ_2 появления базовых образцов, их технические уровни $K^{(1)}_{\text{т.у}}$ и $K^{(2)}_{\text{т.у}}$ и нормированные (обычно по массе) стоимости базовых образцов $\overline{\text{С}}^{(1)}_{\text{сп}}$ и $\overline{\text{С}}^{(2)}_{\text{сп}}$, то по этим данным может быть построена зависимость

$$y=\frac{K_{\text{т.у}}}{\overline{\text{С}}}=a+b\,\tau\,. \tag{1.38}$$

Неизвестные коэффициенты a и b при этом определяются по значениям y в точках τ_1 и τ_2:

$$b=\frac{y_2-y_1}{\tau_2-\tau_1}\,,\quad a=y_1-b\,\tau_1. \tag{1.39}$$

Подставляя (1.39) в исходное соотношение (1.38), получаем стоимость нового образца в зависимости от его технического уровня $K^{\text{нов}}_{\text{т.у}}$ для расчетного времени $\tau_{\text{р}}$:

$$\overline{\text{С}}_{\text{сп}}=\frac{K^{\text{нов}}_{\text{т.у}}}{\dfrac{K^{(1)}_{\text{т.у}}}{\overline{\text{С}}^{(1)}_{\text{сп}}}+\left(\dfrac{K^{(2)}_{\text{т.у}}}{\overline{\text{С}}^{(2)}_{\text{сп}}}-\dfrac{K^{(1)}_{\text{т.у}}}{\overline{\text{С}}^{(1)}_{\text{сп}}}\right)\left(\dfrac{\tau_{\text{р}}-\tau_1}{\tau_2-\tau_1}\right)}\,. \tag{1.40}$$

1.4.5. Прогнозирование цен нижнего предела на разработку и производство ЗУР

Прогнозирование цен нижнего предела на разработку и производство ЗУР осуществляется в интересах оценки ожидаемых значений стоимостных показателей этапов жизненного цикла при обосновании и формировании долговременных программ развития. Следует отметить, что для прогнозирования стоимостных показателей разработки и производства ЗУР используются методы, сходные с методами, применяемыми для определения предельных значений стоимости научно-технической и серийной продукции. Однако если при формировании требований к предельной стоимости используются исходные данные в виде нормативных документов, определяющих требуемый (допустимый) объем ресурсов для изготовления соответствующих образцов или выполнения работ, то при прогнозировании стоимостных показателей применяются нормативы, определенные исходя из реально складывающихся на предприятиях объемов затрат этих ресурсов, т.е. первичными являются издержки производства и разработки.

Оценка соотношения требований к стоимостным показателям, отражающих предпочтения потребителя, и прогнозируемых значений стоимостных показателей, определяемых на основе структуры издержек и предпочтений исполнителя работ, и составляет суть отношений сторон в процессе заключения контракта либо в оценке принимаемого решения о реализации какого-либо проекта.

Прогнозирование стоимости НИОКР. Расчет стоимости НИОКР целесообразно проводить аналоговым методом по следующей схеме.

1. Расчет распределения стоимости НИОКР по основным статьям калькуляции (материалы и покупные комплектующие изделия, заработная плата и др.):

$$\text{С}^{\,i}_{\text{НИОКР}}=\text{С}^{\,\text{б}}_{\text{НИОКР}}\,\frac{k_i}{100}\,, \tag{1.41}$$

где k_i – норматив затрат по i-й статье калькуляции, определяемый складывающейся структурой затрат при разработке данного образца. При невозможности определения указанного норматива на основании фактических данных, можно использовать ориентировочное распределение затрат по основным статьям калькуляции, приведенное в табл. 1.2;

$\text{С}^{\,\text{б}}_{\text{НИОКР}}$ – стоимость НИОКР базового образца (аналога).

2. Уточнение стоимости материалов и покупных комплектующих изделий, а также объема заработной платы при разработке образца, отличного по элементной базе от аналога:

$$\text{С}_{\text{мат}}=\text{С}^{\,\text{б}}_{\text{мат}}\,\text{И}_{\text{мат}}\,,\quad \text{С}_{\text{зп}}=\text{С}^{\,\text{б}}_{\text{зп}}\,\text{И}_{\text{зп}}\,, \tag{1.42}$$

где $\text{С}^{\,\text{б}}_{\text{мат}}$, $\text{С}^{\,\text{б}}_{\text{зп}}$ – базовые затраты на материалы и покупные комплектующие изделия и заработную плату в стоимости НИОКР;

$\text{И}_{\text{мат}}$, $\text{И}_{\text{зп}}$ – индексы изменения материальных и трудовых затрат, определяемые на основании статистических данных по структуре затрат на разработку ЗУР на различной элементной базе. Ориентировочные зна-

чения переходных коэффициентов по материальным затратам приведены в табл. 1.6, а по заработной плате – в табл. 1.7.

Таблица 1.6

Поколение аналога	Поколение анализируемого образца				
	I	II	III	IV	V
I	1,0	6,8	7,17	6,52	7,88
II	0,14	1,0	1,05	1,1	1,15
III	0,13	0,95	1,0	1,05	1,09
IV	0,13	0,9	0,94	1,0	1,04
V	0,12	0,86	0,91	0,95	1,0

Таблица 1.7

Поколение аналога	Поколение анализируемого образца				
	I	II	III	IV	V
I	1,0	0,97	0,92	0,87	0,83
II	1,03	1,0	0,95	0,9	0,85
III	1,08	1,05	1,0	0,95	0,9
IV	1,13	1,1	1,05	1,0	0,94
V	1,2	1,16	1,11	1,05	1,0

3. Расчет дополнительных затрат предприятия-разработчика рассматриваемого образца:

$$C_{доп} = C_{накл} + C_{пр.п} + C_{пр}, \tag{1.43}$$

где $C_{накл}$, $C_{пр.п}$, $C_{пр}$ – накладные, прочие производственные расходы (командировки) и прочие расходы, определяемые в соответствии с установленными нормативами.

4. Расчет собственных затрат предприятия-разработчика:

$$C_{соб} = C_{мат} + C_{зп} + C_{доп}, \tag{1.44}$$

где $C_{мат}$, $C_{зп}$, $C_{доп}$ – собственные материальные, трудовые и дополнительные расходы.

5. Расчет контрагентских расходов предприятия-разработчика:

$$C_{ка} = C_{соб}\,\frac{g_{ка}}{g_{соб}}, \tag{1.45}$$

где $C_{соб}$ – собственные затраты предприятия-разработчика;

$g_{ка}$ и $g_{соб}$ – удельный вес контрагентских и собственных работ в стоимости ОКР, определяемый на основании статистических данных по структуре затрат на разработку ЗУР на предприятии-разработчике. Статистические значения $g_{ка}$ приведены в табл. 1.2.

6. Расчет стоимости НИОКР по формуле (1.28). При необходимости определяется распределение затрат по этапам разработки:

$$C^{j}_{НИОКР} = C_{НИОКР} \cdot p_j, \tag{1.46}$$

где $C^{j}_{НИОКР}$ – затраты на j-м этапе НИОКР;

p_j – удельный вес затрат j-го этапа в полной стоимости НИОКР (см. табл. 1.3).

Прогнозирование стоимости изготовления серийных образцов ЗУР. Задача прогнозирования решается в основном в целях определения ожидаемого значения оптовой цены ЗУР в интересах формирования долгосрочных планов.

Прогнозируемые значения цен не предназначены для осуществления товарно-денежных отношений в условиях, когда заказчиком продукции является государство или ценообразование на данный товар регулируется действующим законодательством. Цену нижнего предела в этом случае называют «плановая условная цена». Составляющими компонентами плановой условной цены являются суммарные затраты, связанные с изготовлением прогнозируемых образцов (себестоимость) и прибыль, рассчитанная по нормативу, установленному действующими нормативно-правовыми актами на соответствующую продукцию.

Плановая условная цена образца определяется на период освоения и на период освоенного производства. Плановая условная цена на период освоения соответствует экономическим условиям первого года серийного производства. Плановая условная цена образца на период освоенного производства, как правило, соответствует экономическим условиям третьего года серийного производства, хотя может определяться и для условий иного года (в соответствии со спецификой организации производства анализируемого образца).

Плановая условная цена образца определяется исходя из прогнозируемой себестоимости образца по формуле

$$Ц = C(1 + P). \tag{1.47}$$

В зависимости от наличия исходных данных прогнозируемое значение себестоимости может быть определено аналоговым, корреляцион-

ным, агрегатным или нормативно-калькуляционным методами. Часто предпочтение отдается аналоговому методу. В этом случае расчет себестоимости проводится по следующей схеме.

1. Расчет себестоимости изготовления образца в усредненных условиях производства и на элементной базе образца-аналога по формуле

$$C = У_б W, \qquad (1.48)$$

где $У_б$ – удельные затраты на единицу показателя эффективности (потребительских свойств) образца-аналога, определяемые в соответствии со статистическими данными по предыстории развития образца данного типа;

W – величина показателя эффективности (потребительских свойств) анализируемого образца.

2. Расчет распределения стоимости изготовления образца по основным статьям калькуляции:

$$C_i^{(\text{оп})} = C\frac{k_i}{100}, \qquad (1.49)$$

где C – значение себестоимости образца в соответствии с (1.48);

k_i – норматив затрат по i-й статье калькуляции, определяемый складывающейся структурой затрат при изготовлении данного вида образцов. Ориентировочное распределение затрат по основным статьям калькуляции приведено в табл. 1.4.

3. Корректировка материальных и трудовых затрат, связанная с различием технологий базового и разрабатываемого образцов:

$$C_{\text{мат}} = C_{\text{мат}}^{(\text{оп})} И_{\text{мат}}, \quad C_{\text{зп}} = C_{\text{зп}}^{(\text{оп.})} И_{\text{зп}}, \qquad (1.50)$$

где $C_{\text{мат}}^{(\text{оп})}$ и $C_{\text{зп}}^{(\text{оп})}$ – материальные и трудовые затраты, рассчитанные в соответствии с (1.49);

$И_{\text{мат}}$ и $И_{\text{зп}}$ – индексы изменения материальных и трудовых затрат, определяемые на основании статистических данных по структуре затрат на изготовление образцов различных поколений. Ориентировочные значения индексов изменения материальных и трудовых затрат приведены в табл. 1.8.

Таблица 1.8

Поколение аналога	Поколение анализируемого образца									
	I		II		III		IV		V	
	$И_{\text{мат}}$	$И_{\text{зп}}$	$И_{\text{мат}}$	$И_{\text{зп}}$	$И_{\text{мат}}$	$И_{\text{зп}}$	$И_{\text{мат}}$	$И_{\text{зп}}$	$И_{\text{мат}}$	$И_{\text{зп}}$
I	1	1	1,3	0,6						
II			1	1	1,2	0,7				
III					1	1	1,2	0,9		
IV							1	1	1	1
V									1	1

4. Расчет дополнительных затрат применительно к конкретным условиям изготовления промышленного образца (изделия) с учетом установленного порядка и нормативов исчисления отдельных статей дополнительных затрат. В случае невозможности детального анализа статей дополнительных затрат применительно к конкретным условиям изготовления промышленного образца, расчет проводится в соответствии с укрупненными нормативами, приведенными в табл. 1.4.

5. Определение прогнозируемого значения себестоимости образца (изделия) в серийном производстве по формуле

$$C = C_{\text{мат}} + C_{\text{зп}} + C_{\text{доп}}. \qquad (1.51)$$

ГЛАВА 2

ЗУР В СИСТЕМЕ ПВО

2.1. ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА ПВО СТРАНЫ

2.1.1. Обороняемые объекты

В современном вооруженном противоборстве развитых в военно-промышленном отношении стран и их группировок (по типу НАТО) особое место занимают воздушно-космические ударные средства, способные решать стратегические и тактические военные задачи. Они состоят из авиационного, ракетного и космического вооружения, которое с высокой точностью может доставляться в любые районы наземных и морских целей, нести мощные обычные или ядерные боевые заряды.

Поэтому создание надежной защиты от средств воздушно-космического нападения является важнейшей стратегической задачей, так как от ее решения зависит оборона страны, ее способность сохранять свои государственные и национальные интересы. Эта защита включает в себя противокосмическую оборону (ПКО) от ударных космических средств, противоракетную оборону (ПРО) от стратегических баллистических ракет и противовоздушную оборону (ПВО) от разнообразных средств воздушного нападения. Возможные (допустимые) направления развития ПРО определены договором между СССР и США, подписанным в мае 1972 г. В настоящей книге эти вопросы не рассматриваются.

Основным содержанием данной главы является исследование системы ПВО по защите обороняемых объектов от средств воздушного нападения (СВН): стратегических бомбардировщиков и тактической авиации, оснащенной высокоточным ракетным оружием, крылатых ракет, тактических и оперативно-тактических баллистических ракет, дистанционно-пилотируемых летательных аппаратов (ДПЛА) и других летательных аппаратов, представляющих угрозу обороняемым объектам.

К обороняемым с помощью системы ПВО объектам воздушного нападения относятся: стратегически важные административные и промышленные

центры, морские порты, крупные военные базы, атомные электростанции, командные пункты управления войсками, стартовые комплексы баллистических, крылатых и зенитных ракет, отдельные военные и гражданские сооружения, военная техника, укрытия личного состава войск и гражданского населения. Каждый из перечисленных обороняемых объектов имеет свое значение (категорию) в общей иерархической концепции обороны государства, свои особенности разрушения и выживаемости, свою структуру формирования системы ПВО для защиты.

К *первой группе* обороняемых объектов относятся стратегически значимые административные и промышленные центры (например, столицы стран), разрушение которых может привести к огромным потерям мирного населения, уничтожению военно-промышленного и научного потенциала страны, катастрофическому разрушению жилого и социально-общественного фонда, коммуникаций, инфраструктуры, невосполнимым потерям национальных культурных и исторических ценностей, выводу из строя государственных и военных управленческих структур, угнетающему моральному воздействию на население всей страны и т.п. Поэтому защита и выживаемость подобного рода обороняемых объектов является стратегически первостепенной задачей страны. Она обеспечивается как организацией сверхнадежной системы ПВО вокруг защищаемой зоны обороняемого объекта, так и повышенными мерами гражданской обороны по защите населения и народного хозяйства от оружия массового поражения.

Организация системы ПВО таких стратегически важных центров должна предусматривать уничтожение всех возможных средств воздушного нападения за пределами центров с высочайшей надежностью. Это требует многократного резервирования и дублирования всех средств ПВО вокруг центров, перекрытия обороняемой зоны со всех направлений возможного удара СВН, эшелонированного построения системы ПВО с активным использованием истребительной авиации и разнообразных зенитных ракетных комплексов с общим информационным и управленческим обеспечением.

Ко *второй группе* обороняемых объектов относятся крупные промышленные центры, морские порты, военные базы и др. В отличие от объектов первой группы, для объектов этой группы площадь обороняемой зоны меньше и ее оборона может обеспечиваться одним кольцом ЗРК, перекрывающим всю зону с необходимым резервированием. В некоторых случаях защита подобных объектов может входить в территориальную систему ПВО.

К *третьей группе* относятся обороняемые объекты, имеющие важное гражданское или военное значение (атомные электростанции, шахтные пусковые установки стратегических баллистических ракет, командные пункты особого назначения и т.п.). Обороняемая площадь таких объектов невелика, поэтому она может быть перекрыта ракетными комплексами, расположенными в непосредственной близости от этих объектов. Обычно выживаемость подоб-

ных объектов во много раз выше, чем у площадных объектов, так как многие сооружения имеют высокую степень защищенности (например, здания с железобетонным каркасом, высокопрочные шахтные пусковые установки и др.). Однако и нацеленность ударных средств противника на эти объекты может быть очень большой, что требует их высокой защищенности средствами ЗРК.

К *четвертой группе* обороняемых объектов относится военная техника, обладающая повышенной живучестью и защищенностью от средств воздушного нападения. Особое место в этой группе занимают военные корабли. Поражение современных крупных военных кораблей – весьма сложная техническая проблема. Корабли сильно защищены: их палубная бронезащита достигает толщины 100–150 мм. Они имеют высокую плавучесть, обладают мощными зенитными ракетными и артиллерийскими комплексами, а также палубной авиацией; находятся в окружении охраняющих их других кораблей и т.п. Поэтому организация системы ПВО кораблей (и некоторых других образцов военной техники повышенной живучести) рассчитывается на основе активного взаимодействия всех средств борьбы с воздушным нападением, а также исходя из их высокой живучести (защищенности).

Каждая группа обороняемых объектов предъявляет к ПВО определенные требования. Важнейшим из них является *зона безопасности*.

Под зоной безопасности обороняемого объекта понимается область воздушного пространства, в пределы которой не должны быть допущены воздушные цели, способные нанести по обороняемому объекту разрушительный удар, превышающий допустимые нормативы. Для каждого типа обороняемого объекта и установленных для его выживаемости нормативов может быть определена своя зона безопасности, характеризуемая границами (по дальности и высоте) и допустимыми параметрами разрушения.

При определении зоны безопасности исходят из типа боевого заряда (обычного или ядерного), который может находиться на СВН, а также из особенностей обороняемого объекта. При наличии обычного (фугасного) заряда СВН должны поражаться на таком расстоянии от обороняемого объекта, чтобы при взрыве этого заряда не допустить значительного разрушения объекта. Поэтому средства обороны (зенитные управляемые ракеты, ракеты «воздух-воздух», артиллерийские снаряды) при поражении воздушных целей должны одновременно обеспечивать разрушение (подрыв) их боевых частей. При ядерном оснащении ударных средств поражение СВН должно осуществляться за пределами зоны безопасности.

Для гражданских объектов с большим количеством населения нормативы по выживаемости допускают значительно более низкие разрушительные воздействия, чем для военных объектов, имеющих высокую степень защищенности и приспособленных к функционированию в условиях значительных разрушений. Зоны безопасности гражданских объектов имеют значительно большие размеры.

Исходя из анализа зон безопасности и допустимых разрушительных воздействий для обороняемых объектов, определяется та необходимая зона действия системы ПВО, которая при применении соответствующих боевых и других технических средств может обеспечить требуемую защищенность объектов.

2.1.2. Функциональная структура противовоздушной обороны

Современная система ПВО включает в себя следующие функциональные подсистемы:

1. Боевые средства ПВО, обеспечивающие поражение СВН.
2. Информационные средства ПВО, создающие надежный контроль за средствами воздушного нападения и обеспечивающие боевые средства ПВО необходимой информацией.
3. Управляющие средства ПВО, обеспечивающие наведение боевых средств на СВН, а также координацию действия всех информационных и боевых средств.
4. Средства технического обслуживания (СТО).

Боевые средства ПВО состоят из зенитных ракетных комплексов, артиллерийских установок и авиации.

Зенитные ракетные комплексы – это основные ячейки современной ПВО. ЗРК представляет собой автономно функционирующую совокупность боевых и обеспечивающих средств, предназначенную для поражения воздушных целей зенитными управляемыми ракетами. В зависимости от дальности действия ЗУР различают: ЗРК дальнего действия (свыше 100–150 км) типа С-300 (Россия), «Пэтриот» (США); ЗРК средней дальности (20–100 км) типа «Бук», (Россия), «Хоук» (США) и ЗРК малой дальности (до 20 км) типа «Тор», «Клинок» (Россия), «Кроталь» (Франция).

Возможности ЗРК по поражению воздушных целей зависят от характеристик ЗУР, точности системы наведения ракеты на цель, огневой производительности ЗРК и других особенностей.

Выбор количества ЗРК и их расположения относительно обороняемого объекта определяется исходя из размеров обеспечиваемой зоны безопасности объекта, его стратегической важности, возможностей взаимодействия ЗРК между собой и с другими средствами ПВО. В состав ЗРК могут входить ЗУР разных дальностей, что позволяет создавать эшелонированную оборону.

Зенитные ракетно-артиллерийские комплексы (ЗРАК) представляют собой совокупность зенитных пушек (одной или нескольких) и нескольких зенитных ракет, обеспечивающих стрельбу по воздушным целям. ЗРАК могут устанавливаться стационарно (например, на надводных кораблях) или размещаться на самоходных и других подвижных установках. За счет обстрела на дальних рубежах ракетами, а в ближней зоне – артиллерийским вооруже-

нием повышается поражающий потенциал комплекса по сравнению с ЗРК, особенно при отражении массированного налета.

Очень положительно себя зарекомендовали ЗРАК «Тунгуска-МI», «Каштан», «Панцирь-СI» (Россия).

Зенитные артиллерийские самоходные установки (ЗАСУ) – это боевые машины, вооруженные одной или несколькими автоматическими пушками, которые имеют общие механизмы наводки и управления огнем и оснащены РЛС. Современные ЗАСУ обеспечивают поражение воздушных целей на дальностях до 4,0 км, а также могут применяться и для борьбы с наземными целями. Такие комплексы способны вести эффективный автоматический огонь одновременно из нескольких артиллерийских стволов, что обеспечивает высокий уровень поражения СВН в ближней зоне ПВО. Их преимущества достигаются за счет всепогодности применения, высокой скорострельности и помехозащищенности, обеспечения стрельбы в движении. Широкой известностью пользуются ЗАСУ: «Тунгуска», «Шилка» (Россия), «Вулкан» (США), «Гепард» (ФРГ).

Авиация ПВО предназначена для перехвата воздушных целей (прежде всего, самолетов-бомбардировщиков, вооруженных высокоточным оружием и крылатыми ракетами) на дальних рубежах обороняемых объектов. Основными задачами авиации является уничтожение носителей ударных средств до пуска ВТО по целям, а также нарушение боевых порядков средств воздушного нападения, что облегчает задачи их поражения с помощью ЗРК.

На вооружении авиации ПВО находятся истребители-перехватчики (типа СУ-27 и МиГ-31), оснащенные ракетами «воздух-воздух» со средней (до 60–80 км) и с большой дальностью пуска (до 120–200 км). Эти самолеты отличаются высокими летно-тактическими свойствами (скорость полета – до 3000 км/ч, дальность более 3300 км, потолок – свыше 20 км); обладают исключительно высокой боевой эффективностью благодаря мощному вооружению (на борту 6-ствольная скорострельная пушка ГШ-23-6 и 10 ракет «воздух-воздух»), наличию уникальной РЛС СБИ-16 «Заслон» с дальностью обнаружения целей до 300 км (включая и малоразмерные цели на фоне земли), а также информационному воздействию группы истребителей через бортовую АСУ с автоматическим обменом информацией и целенаведением.

Информационные средства ПВО предназначены для управления боевыми средствами ПВО. Информационные средства включают в себя:

– средства контроля воздушно-космического пространства;
– радиолокационные станции дальнего обнаружения;
– самолеты дальнего радиолокационного обзора;
– радиолокационные станции боевых средств ПВО.

Средства контроля воздушно-космического пространства предназначены для постоянного наблюдения за всеми воздушно-космическими объектами и предупреждения о возможной опасности нападения. В их состав входят космические и наземные средства.

Космическое наблюдение обеспечивается искусственными спутниками Земли, которые постоянно следят за воздушно-космической обстановкой, особенно за районами базирования наземных и морских ударных средств, в числе которых стартовые комплексы баллистических ракет, авиационно-ракетные базы, аэродромы, военно-морские базы, соединения кораблей и др. В задачу спутников входит фиксация старта баллистических и крылатых ракет и взлета бомбардировщиков, осуществляемая, как правило, по тепловому излучению реактивных двигателей.

Наземный контроль воздушного пространства осуществляется посредством мощных надгоризонтных РЛС типа «Днестр-М» и «Дарья». Их задача – дальнее обнаружение воздушно-космических целей. Размещенные по периметру страны, они способны обнаруживать самые разнообразные СВН и моделировать траектории их полета. Эта информация поступает на командные пункты системы ПВО и в Генеральный штаб ВС.

Радиолокационные станции дальнего обнаружения являются самостоятельными радиотехническими комплексами системы ПВО и обеспечивают командные центры ПВО и ЗРК необходимой информацией о воздушных целях. Эти РЛС располагаются на земле на дальних границах обороняемых объектов. Однако из-за кривизны Земли они имеют дальность обзора не более 400 км (при высоте полета стратегических целей до 10–15 км).

Самолеты дальнего радиолокационного обзора (ДРЛО) (типа «Авакс», США) оснащены мощными РЛС и системой обработки и передачи информации, что позволяет им при полете на высоте 9–11 км обнаруживать, опознавать и сопровождать воздушные цели на расстояниях до 640 км, в том числе – низколетящие воздушные цели. Эти самолеты способны также обеспечивать определенные управляющие функции при отражении воздушных налетов противника.

Радиолокационные станции боевых средств ПВО обеспечивают информацией о воздушных целях управляющие системы ЗРК, ЗРАК и ИА, вырабатывают целеуказания для них, обеспечивают слежение за целями и боевыми средствами (ракетами, снарядами) при их наведении на цели.

Управляющие средства ПВО обеспечивают управление информационными и боевыми подсистемами ПВО, осуществляют обработку целеуказаний по СВН, их оптимальное распределение по нарядам боевых средств, наведение истребителей-перехватчиков и зенитных управляемых ракет на цели.

Управляющие средства включают в себя:

– автоматизированные системы ПВО типа «Сенеж» и «Рубеж», обеспечивающие централизованное управление группировками средств ПВО, включая истребительную авиацию и ЗРК. Они отображают воздушную об-

становку, оценивают результаты боевых действий, проводят целераспределение по боевым средствам ПВО, обслуживая ряд ЗРК и групп истребителей-перехватчиков;

– управляющие средства боевых комплексов (ЗРК, ЗРАК и др.), которые обрабатывают получаемые от РЛС слежения за СВН целеуказания о параметрах движения целей, осуществляют распределение целей между отдельными пусковыми установками, обеспечивают управление пуском ракет и снарядов, а также наведение ЗУР на цели.

Средства технического обслуживания (СТО) обеспечивают пуск боевых средств, а также их хранение и транспортировку, установку на ПУ, монтаж и предстартовую проверку и т.п. В зависимости от типа боевых и вспомогательных средств и их особенностей они могут размещаться стационарно или быть мобильными (подвижными). В состав вспомогательных средств входят системы энергопитания, связи, коммуникаций и др.

Более конкретно указанные вопросы рассмотрены ниже в п. 2.3 применительно к ЗРК.

2.1.3. Организационная структура противовоздушной обороны

Организационное строение противовоздушной обороны исторически сложилось в виде трех структурных подразделений: ПВО страны, ПВО сухопутных войск и ПВО военно-морского флота. Эти структуры разобщены по административному подчинению, однако имеют много общего, поскольку ряд ЗРК используется во всех структурах. Причем тенденция унификации ЗРК с годами непрерывно расширяется. Отметим характерные особенности каждой из структур.

ПВО страны. Эта структура, обеспечиваемая войсками ПВО, является основной. На нее возлагается оборона всех важных объектов страны. Организационно эта оборона строится по *зональному* и *объектовому* принципам. В соответствии с зональным принципом строится оборона отдельных районов на территории страны, в состав которых входят важные промышленные и административные центры. *Зональный принцип* подразумевает наличие общей территориальной информационной системы слежения за воздушно-космическим пространством и региональной системы слежения за воздушными целями и управления зенитными ракетными комплексами.

Единая территориальная система ПВО с комплексированием и согласованием действий всех сил ПВО, вероятно, была бы эффективнее. Однако такая система очень дорогая. При ограничении функций обороны отдельными регионами значительно снижается стоимость инфраструктуры ПВО; одновременно упрощается управление обороной, более эффективно используются технические средства ПВО, включая авиацию (при необходимости ее можно перебрасывать на наиболее опасные направления воздушных ударов).

Объектовый принцип системы ПВО принимается для защиты важных обороняемых объектов: военных баз, атомных электростанций, стартовых комплексов ракет, различных сооружений и т.п. Особенностью построения системы ПВО для таких объектов является сосредоточение зенитных и радиотехнических средств в ограниченной зоне внутри или вблизи обороняемого объекта, что требует повышенных мер защиты и самого комплекса ПВО при нанесении ударов СВН. В зависимости от размеров обороняемой территории объекта и его защищенности от ударных воздействий границы зоны обороны по дальности и высоте могут меняться. Так, для шахтных ракетных установок допустимые воздействия от ударной волны и светового импульса во много раз выше, чем для промышленных и жилых сооружений. Поэтому границы устанавливаются индивидуально для разных обороняемых объектов.

В качестве примера на рис. 2.1 показана схема построения зоны объектовой обороны при использовании трех ЗРК с дальностью действия D. Обороняемый объект *1* имеет зону безопасности *2*, внутрь которой не должна проникнуть воздушная цель, способная нанести объекту недопустимые разрушения. Исходя из принятого числа ЗРК для обороны объекта (в примере $n = 3$), схемы их размещения вокруг объекта (принята круговая оборона) и дальности действия ЗРК (кривые *3*, *4*, *5*), можно построить зону ПВО объекта. При этом наиболее уязвимыми участками обороны являются стыки соседних зон ЗРК. Для обеспечения их неуязвимости ЗРК *3* и *4* (точки O_3 и O_4) надо располагать так, чтобы при пересечении полусфер *3* и *4* (полуокружность $BA'C$) дуга $A'C$ проходила снаружи зоны безопасности. При таком построении вся зона безопасности будет перекрыта зонами действия ЗРК. Аналогично могут быть построены зоны ПВО с учетом большего числа комплексов, а также резервирования (дублирования) их действия соседними комплексами в случае вывода из строя одного или нескольких ЗРК.

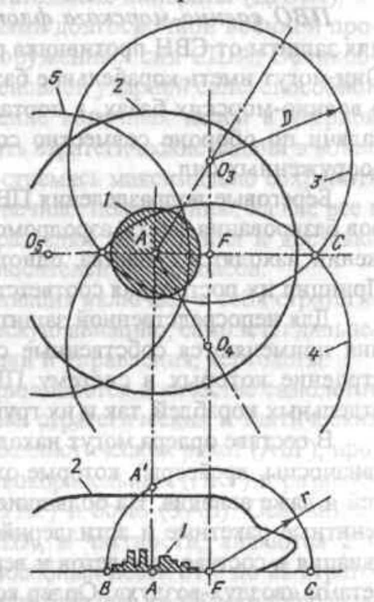


Рис. 2.1. Схема построения зоны ПВО для гражданского обороняемого объекта

ПВО сухопутных войск. Войсковая система ПВО обеспечивает прикрытие от СВН боевых порядков войск, объектов оперативно-тактического

назначения, а также военной техники как на передовом рубеже обороны, так и в тылу.

Противовоздушная оборона войск имеет свои принципы построения и особенности, которые определяются автономностью их действия, требованиями высокой маневренности и огневой производительности. Боевые средства ПВО войск должны без централизованного управления немедленно реагировать на боевую обстановку и открывать зенитный огонь по воздушным целям в любых условиях боевой обстановки. На вооружении войсковой системы ПВО должны иметься специальные зенитные ракетные и артиллерийские комплексы, которые должны быть мобильными, иметь самостоятельные средства для опознания воздушных целей и выработки целеуказаний, обладать высокой огневой производительностью и скорострельностью, обеспечивать простое обслуживание и защиту боевого расчета от воздействия противника.

ПВО военно-морского флота. Средства ПВО флота предназначены для защиты от СВН противника различных сил флота и группировок тыла. Они могут иметь корабельное базирование, а также размещаться на берегу в военно-морских базах, в портах и прибрежных районах, выполняя свои задачи по обороне совместно со средствами ПВО страны и сухопутных вооруженных сил.

Береговые подразделения ПВО флота выполняют задачи защиты центров базирования флота, аэродромов и других важных объектов. На их вооружении находятся средства, однотипные со средствами ПВО и ВС страны. Принцип их построения соответствует объектовой системе ПВО.

Для непосредственной защиты кораблей в море от воздушного нападения применяются собственные средства противовоздушной обороны, построение которых в систему ПВО определяется задачами обороны как отдельных кораблей, так и их группировок (ордеров кораблей).

В составе ордера могут находиться особо значимые корабли (например, авианосцы, крейсеры), которые охраняет целая эскадра более легких кораблей и даже авиация. На большинстве кораблей, входящих в ордер, имеются зенитные ракетные и артиллерийские установки, а на некоторых из них – авиация в составе самолетов и вертолетов, вооруженных управляемыми ракетами «воздух-воздух». Ордер кораблей имеет мощные радиолокационные средства, обеспечивающие обнаружение СВН и управление ЗУР. Обычно зенитные средства прикрывают от СВН не только собственный корабль, но и значительную часть корабельной группировки, что достигается координацией действий ПВО всего корабельного ордера.

Так как для поражения кораблей применяются в основном высокоточные противокорабельные ракеты, имеющие возможность скрытного подхода к кораблям на предельно малых высотах либо с очень большими скоростями пикирующие на корабли с больших высот, недоступных средствам ПВО, боевые операции между средствами воздушного нападения и защиты кораблей (прежде всего – ЗРК) превращаются в чрезвычайно сложные дуэльные состязания, в которых победа остается за той стороной, которая имеет более совершенные средства и возможности автоматизированного управления ими.

2.2. СРЕДСТВА ВОЗДУШНОГО НАПАДЕНИЯ

2.2.1. Общая характеристика современных средств воздушного нападения

Состав средств воздушного нападения, их качественные и количественные характеристики, а также способы применения во многом определяют построение системы ПВО и характеристики ЗРК. Современные СВН – это авиация, высокоточное оружие, крылатые (КР) и баллистические ракеты и дистанционно-пилотируемые летательные аппараты (ДПЛА).

Авиация. В соответствии с требованиями долгосрочной военной программы НАТО особая роль в развитии вооруженных сил США, Великобритании, Франции отводится авиации как основной ударной силе, способной оказать существенное влияние на достижение конечных целей в ядерной войне, а также способной уже сегодня решать стратегические задачи в войне без применения ядерного оружия. Причем, стремясь максимально сохранить пилотируемую авиацию для достижения конечных целей войны, на нее все в большей степени будут возлагать задачи разведки, управления и доставки беспилотных средств – непосредственных носителей боеприпасов.

Как средство воздушного нападения авиация включает в себя стратегические бомбардировщики, ударную тактическую авиацию, самолеты дальнего радиолокационного обнаружения, разведки и управления, вертолеты.

Стратегические бомбардировщики применяются в качестве самолетов прорыва и носителей высокоточного оружия: стратегических и тактических крылатых ракет (СКР и ТКР), авиационно-баллистических ракет (АБР), противорадиолокационных ракет (ПРР), противокорабельных (ПКР) и разнообразных управляемых авиационных ракет (УАР) и бомб (УАБ). Основными стратегическими бомбардировщиками США, в частности, являются 230 самолетов В-52G, В-52Н, FB-111 и В-IВ, способных нести от 8 до 22 стратегических и тактических крылатых ракет и еще большее количество управляемых авиационных бомб и ракет меньшей дальности действия. Радиус действия ракетоносителей до 6–7 тыс.км. К 2005 г. США планируют несколько обновить стратегическую авиацию и иметь 100 СБ В-IВ и 130 АТВ (В-2), выполненных по технологии «Стелс».

Ударная тактическая авиация предназначена для участия как в стратегических военных операциях, так и в локальных действиях, прежде всего против сухопутных войск, укрепленных оборонительных сооружений и важных объектов в радиусе действия от передовых баз до 1300–1700 км.

Самолеты ударной тактической авиации США вооружены крылатыми ракетами типа «Томахок», ЛРСОМ, противокорабельными ракетами «Гарпун», а также управляемыми авиационными ракетами различного назначения «Мейверик», МРАСМ, «Харм», «Аларм», «Уоллай» и др. с дальностью от 30 до 150 км. Ударную тактическую авиацию США составляют более 6600 самолетов типа А-10, F-15, F-16, F-19, а также малозаметный самолет AFT, выполненный по технологии «Стелс».

Самолеты тактической авиации могут совершать полет на малых высотах (50–500 м) и применять различного вида маневры с боковыми перегрузками до 8, что облегчает им преодоление зоны ПВО. Основные характеристики перспективных самолетов приведены в табл. 2.1.

Самолеты дальнего радиолокационного обнаружения, управления и разведки (ДРЛО) решают задачи обнаружения и опознавания воздушных, наземных и морских целей противника, а также управления силами своей авиации над территорией противника. Основными самолетами ДРЛО США являются 102 самолета типа Е-3А «Авакс», Е-2С «Хоккай», «Нимрод». К этой группе следует отнести также самолеты, оснащенные разведывательно-ударными комплексами типа ПЛСС и «Джисан», и самолеты – постановщики помех и радиоэлектронной борьбы типа ЕА-6А, FF-111, ES-130.

Вертолеты являются активным тактическим средством воздушного нападения для самых разнообразных военных операций. Несмотря на ограниченные дальности и скорости полета, вертолеты, обладая возможностями полета на предельно малых высотах, а также вертикального взлета и посадки, представляют собой высокоэффективное средство для поражения подвижных точечных целей: танков, бронетехники, пусковых установок ракет и т.п. Для вооружения вертолетов применяется высокоточное оружие – управляемые авиационные ракеты (УАР). Поэтому борьба с вертолетами как средством воздушного нападения – одна из важнейших задач для войсковой ПВО.

Высокоточное оружие. ВТО представляет собой систему вооружения стратегической и ударной авиации и вертолетов. Предназначено для поражения точечных подвижных, малоподвижных и неподвижных наземных и морских целей с высокой точностью. В состав ВТО входят: противокорабельные (ПКР), противорадиолокационные (ПРР) и другие управляемые авиационные ракеты. Основные характеристики перспективных ракет приведены в табл. 2.2.

Противокорабельные ракеты предназначены для поражения на расстоянии до 100–250 (400) км различных надводных кораблей, находящихся в одиночном или групповом плавании. Особенностью ПКР является высокая эффективность преодоления разнообразных форм противовоздушной обороны корабельной группировки и сопровождающих ее авиационных средств. Это достигается преимущественно за счет скрытности и массированного применения ПКР. При этом важную роль играют траектории, малодоступные средствам ПВО. Как показано на рис. 2.2, траектории могут проходить на предельно малых высотах над поверхностью моря

Таблица 2.1

Характеристики	Стратегические бомбардировщики			Многоцелевые самолеты					
	B-52	B-1B	ATB (B-2)	F-15	F-16	F-117	F-22A	F-111	A-16
V_{max}, км/ч на высоте / у земли	1050/675	1500/1130	900/700	2500/1400	2100/1400	1050/1000	2500/1400	2350/1400	1500/1000
Высота применения, км max / min	15/0,2	16/0,1	15/0,1	18/0,05	18/0,05	15/0,05	20/0,05	18/0,05	15/0,05
n_{max}	2,5	2,5	2,5...3,7	7,3	9	6	9	6	7
ЭПР, м^2	70–75	3–5	0,03–1,5	9–12	2,5–3,5	0,2–0,5	0,1–0,5	9–12	3–5

Таблица 2.2

Характеристики	Тип ракет											
	Крылатые ракеты						Управляемые авиационные ракеты					
	ПКР «Томахок»	ПКР AGM-137	ПРР «Тессит-Рейнбау»	СКР ГЗРК	СКР ЛРККМ	ТКР АЛКМ-8	ПРР «Харм»	ПРР «Аларм»	ПКР СЛАМ	AGM-65Д	AGM-65Н	AGM-130А
Дальность, км	1900	600	600	4500–6000	3000	1500	80–100	40–70	100	30	до 70	80
Высота, км	0,06–0,1	0,05–0,10	0,3–3,0	30–40	0,03–0,20	0,06–0,1	до 35	12	0,05–10	0,05–10	0,05–10	0,06–10
Скорость, М	0,6–0,7	0,5–0,6	0,85	5	0,6–0,65	0,5–0,6	3,7	3,4	0,8	2	2	0,8
ЭПР, м²	0,2–0,3	0,2–0,3	0,1–0,2	0,03–0,07	0,04–0,05	0,11–0,22	0,06–0,1	0,04–0,07	0,2–0,25	0,03–0,05	0,03–0,05	–

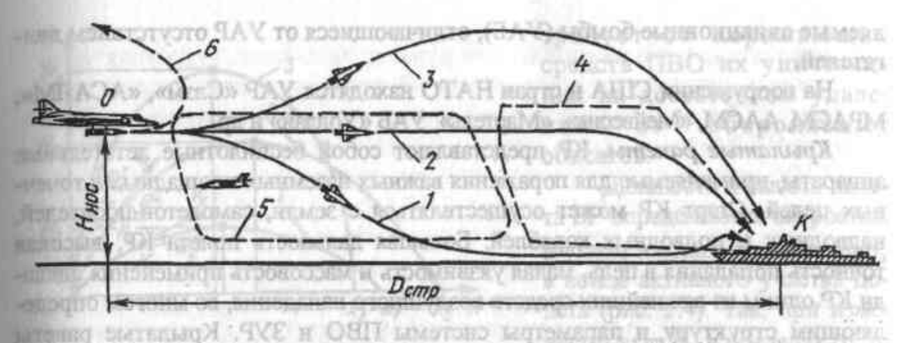


Рис. 2.2. Схема боевого применения противокорабельной ракеты:

0 – пуск ПКР; *1, 2, 3* – траектории полета ПКР; *4* – зона действия корабельной ЗУР; *5* – зона действия истребителей ПВО; *6* –уход самолета-носителя из зоны ПВО

(до 5 м), бывают высотные горизонтальные траектории (25–30 км) и баллистические траектории с пикированием на цели.

Системы управления современных ПКР имеют высокую степень автономности наведения ракеты на надводный корабль, что затрудняет противодействие со стороны ПВО кораблей. На ПКР применяют инерциальные системы управления на маршевом участке полета, обеспечивающие скрытное для РЛС кораблей движение ракеты к цели по заложенным в систему управления программам, а на конечном участке наведения ПКР используют системы самонаведения с тепловизионными и радиолокационными ГСН.

Основными ПКР США являются AGM-137, «Томахок» и «Гарпун-Х» с отделяющейся головной частью и увеличенной дальностью полета.

Противорадиолокационные ракеты предназначены для уничтожения радиолокационных и других излучающих средств системы ПВО противника. Такими ракетами обычно оснащают самолеты, образующие первый эшелон СВН в расчете на то, что уничтожение РЛС противника облегчит прорыв через систему ПВО ударных СВН. Системы наведения ПРР, как правило, имеют пассивные РЛГСН, наводящие ракеты на излучающие объекты.

Основными ПРР США являются «Тессит-Рейнбау», «Харм» и «Аларм» с дальностью от 70 до 150 км.



Рис. 2.3. Схема боевого применения управляемой авиационной ракеты

Управляемые авиационные ракеты предназначены для поражения точечных наземных целей на расстояниях до 30–180 км. Схема боевого применения управляемой авиционной ракеты приведена на рис. 2.3. УАР являются основным средством вооружения ударной тактической авиации и вертолетов. К ним также можно отнести и управ-

ляемые авиационные бомбы (УАБ), отличающиеся от УАР отсутствием двигателей.

На вооружении США и стран НАТО находятся УАР «Слэм», «АСАЛМ», МРАСМ, ААСМ, «Мейверик», «Мартель», УАБ «Уоллай» и др.

Крылатые ракеты. КР представляют собой беспилотные летательные аппараты, применяемые для поражения важных наземных площадных и точечных целей. Старт КР может осуществляться с земли, самолетов-носителей, надводных и подводных кораблей. Большая дальность полета КР, высокая точность попадания в цель, малая уязвимость и массовость применения сделали КР одним из важнейших средств воздушного нападения, во многом определяющим структуру и параметры системы ПВО и ЗУР. Крылатые ракеты принято разделять на стратегические и тактические ракеты.

Стратегические крылатые ракеты (СКР) предназначены для поражения площадных наземных целей. Они имеют воздушное, морское и наземное базирование; дальности 2500–5000 (6000) км; оснащены ядерными или обычными боевыми частями. СКР США типа АЛКМ, ЛРККМ, ГЗКР находятся на вооружении практически всех стран НАТО.

Особенностями СКР являются их малая заметность и высокая точность автономного полета, проходящего на предельно малых высотах (до 50 м). Высокая точность обеспечивается инерциально-навигационными системами управления с коррекцией курса с помощью системы наведения «ТЕРКОМ», которая позволяет сравнивать телевизионное изображение местности с цифровым фотоснимком, а также пассивными методами корректировки с помощью спутниковой системы «Навстар». Точность попадания СКР в цель не превышает 15 м.

Тактические крылатые ракеты (ТКР) предназначены для поражения неподвижных или малоподвижных наземных целей с известными или определяемыми с помощью воздушно-космической разведки координатами. Дальность полета ТКР составляет до 600–700 км. Траектория полета может меняться от предельно малых высот (5–20 м над поверхностью моря и до 50 м над поверхностью земли) до больших высот (25–30 км) в зависимости от выбранных программ. На конечном участке полета ТКР могут использоваться тепловизионные или радиолокационные ГСН. Основными представителями ТКР вооруженных сил США являются ЛРСОМ, «Томагавк» АВМ-109, «Томахок» и др.

Баллистические ракеты. Оперативно-тактические (ОТБР) и тактические (ТБР) баллистические ракеты представляют собой баллистические средства поражения неподвижных наземных целей, находящихся на расстояниях от 70 до 500 (1500) км. В отличие от стратегических БР с дальностями от нескольких тысяч до 12000 км, они не имеют разделяющихся головных частей. Их запуск осуществляется в основном с подвижных (мобильных) пусковых установок либо с кораблей. ОТБР и ТБР оснащают мощными фугасными, химическими, бактериологическими и ядерными боевыми зарядами, что

требует от поражающих средств ПВО их уничтожения на достаточном удалении от обороняемых объектов.

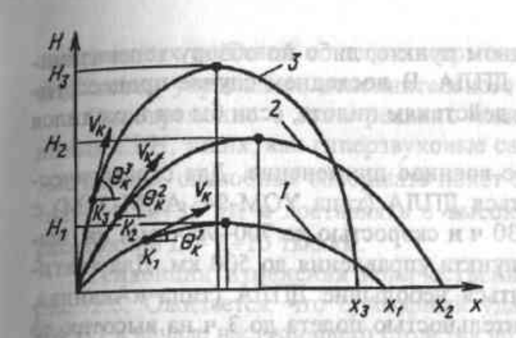


Рис. 2.4. Схема траекторий ОТБР:

1 – настильная, *2* – максимальная по дальности, *3* – навесная; K_1, K_2, K_3 – конец активного участка разгона

Дальность и высота полета БР определяются скоростью и углом наклона траектории $\theta_к$ в конце активного участка полета (рис. 2.4). Так, при изменении угла $\theta_к$ в пределах от 20 до 70° высота траектории меняется в 6–7 раз. Предпочтение отдается настильным (низким) траекториям с малыми $\theta_к$. Их применение существенно затрудняет обнаружение и перехват БР средствами ПВО. ОТБР и ТБР имеют высокоточное наведение на установленные цели (с ошибками до 30–40 м), что достигается с помощью коррекции на конечном участке полета на основе цифрового изображения цели, записанного в запоминающем бортовом устройстве ракеты.

Основными ОТБР и ТБР США являются «Першинг-1А», «Першинг-2», «Ланс», АТАКМС «Плутон», «Текнекс» и др. Некоторые характеристики БР приведены в табл. 2.3.

Таблица 2.3

Характеристики	Тип ракеты			
	АТАКМС	«Ланс»	«Першинг-1А»	«Текнекс»
D_{max} при θ_{opt}, км	150	200	–	500
Высота траектории при θ_{opt} = 0, км	45	40	–	–
Скорость на вершине траектории, м/с	780	500	–	–
Скорость у цели, м/с	910	460	3000–4500	2500
Точность стрельбы (КВО), м	160–220	250	–	–
ЭПР, м^2	0,02	0,1	0,05	–

Дистанционно-пилотируемые ЛА. ДПЛА представляют собой малогабаритные аппараты, выполняемые по самолетной, вертолетной или комбинированной схемам, что позволяет придавать им разнообразные летные качества и способы взлета и посадки. Управление ДПЛА может быть автономным (выполняющим запланированную программу полета), с помощью системы телеуправления по командам, формируемым на основе информа-

ции, вырабатываемой на командном пункте, либо по обзору телевизионной головки, установленной на ДПЛА. В последнем случае процесс управления ДПЛА приближается к действиям пилота, если бы он находился на борту ДПЛА.

ДПЛА имеют разнообразное военное применение. Для стратегической разведки могут использоваться ДПЛА (типа YQM-94, AQM-34M) с продолжительностью полета до 30 ч и скоростью до 700–900 км/ч на высотах 15–21 км с удалением от пункта управления до 500 км. Для тактической разведки могут применяться небольшие ДПЛА (типа «Аквила», «Экварэ» и «Скаут») с продолжительностью полета до 3 ч на высотах до 3 км со скоростью 200 км/ч. Ударные ДПЛА (типа «Локаст» и «Пейв-Тайгер») с дальностью до 200–500 км и высотой полета до 3 км при приближении к цели могут снижаться и вести поиск радиоэлектронных средств ПВО, обстреливать их и пусковые установки ЗУР с дальности 5–10 км либо пикировать на цели при наличии соответствующего боевого оснащения. ДПЛА могут также использоваться в виде поставщиков помех (активных или пассивных) или в виде ложных целей с имитацией определенной величины ЭПР (ДПЛА BGM-34, ТАЛД). Некоторые характеристики ДПЛА приведены в табл. 2.4.

Таблица 2.4

Характеристики	Тип ЛА		
	AQM-34M	BGM-34	ТАЛД
Назначение	Разведка, целеуказание	Радиоэлектронное противодействие	Ложные цели
V_{max}, км/ч	960	980	460
Диапазон высот полета, км	0,5–18	0,5–12	0,1–10
ЭПР, м^2	0,5–0,6	0,5–0,6	ЭПР самолетов (0,1–10)

Тенденции развития СВН. Можно с уверенностью прогнозировать, что в ближайшие годы средства нападения получат существенное развитие. Об этом свидетельствует наличие за рубежом целого ряда специальных программ, которые предусматривают разработку и наращивание количества беспилотных ЛА самого различного назначения, и прежде всего оперативно-тактических баллистических ракет и тактического высокоточного оружия – управляемых ракет, противорадиолокационных ракет, управляемых авиационных бомб, противокорабельных ракет и др.

Прогнозируются высокие темпы развития дистанционно-пилотируемых ЛА, на которые возлагаются задачи разведки объектов поражения, демонстрационных действий с целью вскрытия системы обороны, перенасыщения систем управления, дополнительного расхода ЗУР и т.д.

Одновременно с этим реально ожидать появления принципиально новых СВН, таких, как гиперзвуковые самолеты и стратегические крылатые ракеты, способные совершать полет со скоростями М = 4÷12 на высотах H = 30÷35 км и доставлять с высокой точностью любые заряды на расстояние L = 6÷10 тыс.км.

Тенденции изменения количественного состава СВН иллюстрирует рис. 2.5. Ожидается, что суммарный ударный потенциал воздушных сил НАТО в начале наступившего столетия возрастет в 2,0–2,5 раза.

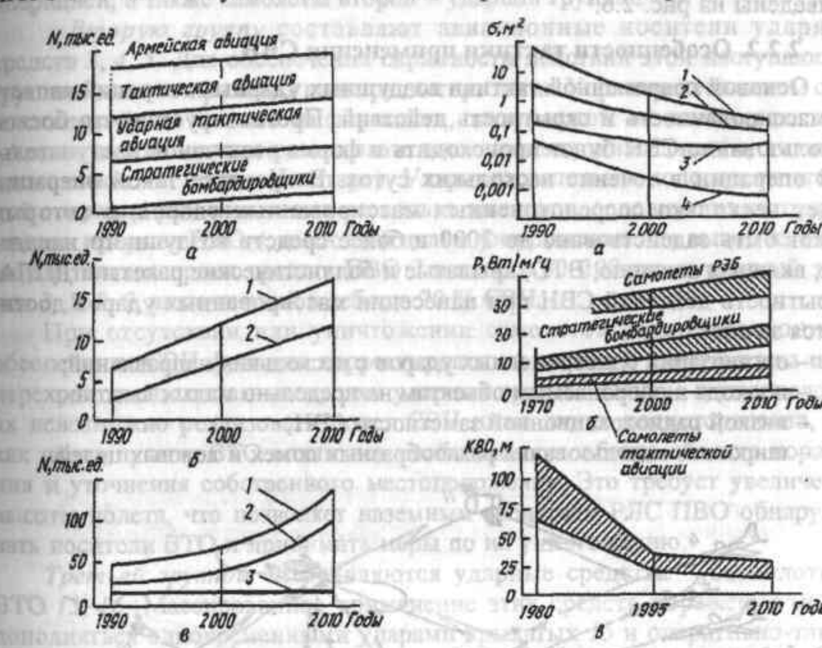


Рис. 2.5. Тенденции изменения количественного состава СВН:

а – авиация, *б* – крылатые ракеты: *1* – тактические; *2* – стратегические; *в* – ВТО и ДПЛА: *1* – ВТО (УР, УАБ, ПРР, ПКР); *2* – легкие ДПЛА; *3* – тяжелые и средние ДПЛА

Рис. 2.6. Тенденции изменения качественных характеристик СВН:

а – ЭПР: *1* – стратегические бомбардировщики; *2* – самолеты тактической авиации; *3* – стратегические крылатые ракеты; *4* – высокоточное оружие; *б* – интенсивность помех; *в* – промах

Наряду с ростом количества ударных средств существующие программы развития СВН предусматривают существенное повышение их эффективности:

– значительное расширение диапазона высот, дальностей, скоростей и тактических возможностей боевого применения СВН (в том числе существенное увеличение массированного применения СВН);

– обеспечение снижения заметности СВН в радио-, оптическом и ИК-диапазонах длин волн на основе реализации программы «Стелс»;

– резкое увеличение возможностей по постановке радиопомех, совершенствование аппаратуры помех, оснащение аппаратурой помех практически всех СВН (прогнозируется увеличение мощности активных помех в 50–100 раз).

Некоторые тенденции изменения качественных характеристик СВН приведены на рис. 2.6.

2.2.2. Особенности тактики применения СВН

Основой современной тактики воздушных ударных операций является массированность и скрытность действий. Прогнозируется, что боевое использование СВН будет происходить в форме воздушной наступательной операции в течение нескольких суток. В процессе такой операции будет несколько сосредоточенных массированных ударов, в которых может быть задействовано до 2000 и более средств воздушного нападения, включая авиацию, ВТО, крылатые и баллистические ракеты и ДПЛА. Скрытность действий СВН при нанесении массированных ударов достигается за счет:

– организации одновременных ударов с нескольких направлений;
– подхода к обороняемым объектам на предельно малых высотах;
– низкой радиолокационной заметности СВН;
– широкого использования разнообразных помех и ложных целей.

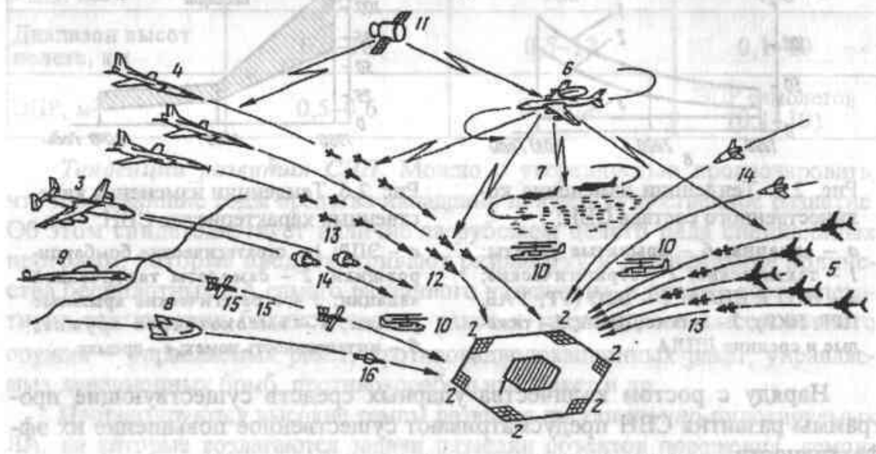


Рис. 2.7. Схема боевого применения СВН

Примерная схема наступательной операции СВН на обороняемый объект представлена на рис. 2.7.

От нападающей стороны в типовой операции могут быть задействованы, как минимум, три группы СВН.

Первую группу составляют самолеты *6* дальнего радиолокационного обнаружения и управления СВН (типа «Авакс»), патрулирующие в течение всей операции на максимальном (по радиолокационным возможностям) удалении от целевого объекта поражения *1*. В составе этой группы участвуют также самолеты и ДПЛА разведки и ретрансляции. Эти средства обеспечивают всей необходимой информацией командование ударной операцией, а также самолеты второй – ударной группы.

Вторую группу составляют авиационные носители ударных средств *3*, *4*, *5*. Для обеспечения скрытности действий этой наступающей группы их полет проходит ниже радиогоризонта. Управление полетом осуществляется на основе информации, получаемой от самолетов типа «Авакс» и всех других разведывательно-навигационных систем, включая космические *11* (типа «Навстар»). Ударные средства в ходе наступательной операции разделяются на несколько эшелонов, основные из которых – эшелон прорыва ПВО *4*, имеющий целью уничтожение или вывод из строя на длительное время средств ПВО *2* в полосе 80–100 км, и ударный эшелон *3*, *5*, *8*, *9*, включающий в себя до 70 % СВН.

При отсутствии или уничтожении самолетов радиолокационного обеспечения СВН функции корректировки их полета и наведения на цели переходят к самолетам-носителям ударных средств. Однако в этих условиях невозможно реализовать полет СВН ниже линии радиогоризонта, так как перед пуском ВТО возникает необходимость обзора объекта поражения и уточнения собственного местоположения. Это требует увеличения высоты полета, что позволяет наземным средствам РЛС ПВО обнаруживать носители ВТО и принимать меры по их уничтожению.

Третьей группой СВН являются ударные средства – беспилотные ВТО *13*, *16*. Массированное применение этих средств поражения может дополняться одновременными ударами крылатых *15* и оперативно-тактических баллистических ракет *14*, а также ударных ДПЛА *10*. В процессе нанесения удара предусматривается целенаправленное воздействие на радиолокационные средства обороны противорадиолокационных ракет (ПРР) *12*, а также постановка различного рода помех *7*.

Для предотвращения прорыва ударных средств к охраняемым объектам обороняющаяся сторона организует противодействие, используя авиационные, ракетные и информационные средства. Главным условием организации противодействия массированному удару СВН является *эшелонированное построение* системы ПВО.

На дальних рубежах СВН противника встречают истребители-перехватчики ПВО, вооруженные ракетами класса «воздух-воздух». Однако основную роль в отражении налета играют зенитные ракетные комплексы. Причем в связи с указанными выше тенденциями в тактике СВН противника особую значимость приобретает расширение зоны ПВО, как минимум, до 400 км, что соответствует дальней границе радиолокационного обнаружения наземными РЛС самолетов ДРЛО и других СВН. Эта граница образует *первый рубеж обороны* ЗРК.

Зенитные ракеты большой дальности должны обеспечивать поражение над линией радиогоризонта самолетов-разведчиков, самолетов радиолокационного обнаружения и управления, самолетов-постановщиков помех, а также самолетов-носителей беспилотного ВТО и крылатых ракет (при условии использования авиационных и космических средств обнаружения).

Второй рубеж обороны ЗРК определяется границей наиболее вероятного обнаружения носителей ударных средств. Оборону этого рубежа обеспечивают ЗУР средней дальности. Основная задача этого рубежа обороны – дезорганизовать атаку противника, исключить массированный пуск ВТО. В условиях массированного применения беспилотных ударных средств определяющим фактором является обнаружение СВН, зона которого весьма неопределенна. Как следствие, границы второго рубежа также неопределенны и простираются от нескольких километров до 100–150 км, что требует перехвата в этих границах любых СВН: от ДПЛА и ВТО до крылатых и баллистических ракет и самолетов.

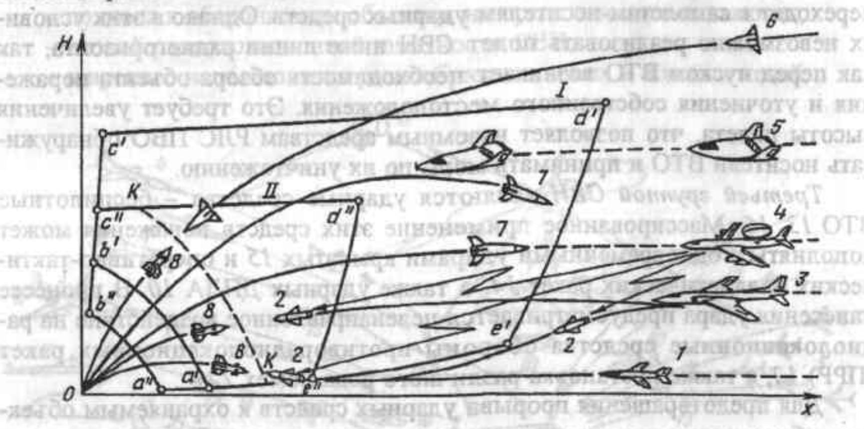


Рис. 2.8. Схема действия ЗРК по отражению воздушного нападения:

0 – ЗРК; *I* (*a'*, *b'*, *c'*, *d'*) – зоны поражения дальней ЗУР; *II* (*a''*, *b''*, *c''*, *d''*) – зоны поражения ближней ЗУР; *1* – низколетящие крылатые ракеты; *2* – ВТО; *3* – самолет ударной авиации; *4* – самолет ДРЛО; *5* – гиперзвуковая крылатая ракета; *6* – баллистическая ракета; *7* – ЗУР дальнего перехвата; *8* – ЗУР ближнего перехвата; *КК* – зона безопасности объекта

Характер распределения различных СВН по рубежам обороны ЗРК представлен на рис. 2.8.

Скрытность атаки и широкое использование помех в условиях массированного применения СВН не гарантирует поражения всех СВН на дальних и средних рубежах. Поэтому для надежной защиты обороняемого объекта необходим *третий, ближний рубеж*, на который может переместиться центр тяжести зенитной обороны. Основное требование к ракетам третьего рубежа обороны – возможность поражения целей с повышенной огневой производительностью, в том числе и на предельно малых высотах.

Количественный анализ и реальное построение эшелонированной системы ПВО на основе нескольких типов ЗУР – достаточно сложная военно-техническая задача. Ее решение может быть получено методами имитационного моделирования при заданных сценарии и боевом обеспечении взаимодействующих сторон.

Поражение современных СВН при их массированном применении выдвигает ряд новых требований к системе ПВО. Главное требование – целостность обороны, ориентация на единое информационно-управляющее обеспечение системы ПВО, при котором многообразие задач ПВО изначально не расчленяется по рубежам обороны. Система ПВО должна быть универсальной многофункциональной системой, в которой отдельные ЗРК, выполняя каждый свою задачу, тесно взаимодействуют и образуют как бы единый зенитный комплекс системы ПВО. Достоинством такой интеграции является повышение надежности и производительности информационно-управляющих звеньев, а следовательно, и системы в целом.

2.3. СТРУКТУРА И ФУНКЦИИ ОСНОВНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ ЗРК

2.3.1. Основные элементы ЗРК

Зенитный ракетный комплекс – это автономно функционирующая совокупность боевых и обеспечивающих технических средств, предназначенная для поражения воздушных целей зенитными управляемыми ракетами. ЗРК является основной структурной единицей противовоздушной обороны. Совокупность ЗРК образует общую систему ПВО. В соответствии с назначением основные функции ЗРК состоят в следующем:

– обнаружение, опознавание и слежение за воздушными целями;

– целераспределение, пуск ракет, наведение ЗУР на указанную цель и поражение СВН;

– хранение, транспортировка и предстартовая подготовка ЗУР;

– связь и взаимодействие с другими средствами обороны в соответствии с общими задачами ПВО и конкретной боевой обстановкой по обороняемому объекту.

Зенитный ракетный комплекс осуществляет свои функции в пределах установленных для него границ, определяемых:

– схемой расположения ЗРК относительно обороняемого объекта, размерами объекта (площадью) и принятой для объекта зоной безопасности;

– зоной обзора РЛС, обеспечивающих обнаружение и сопровождение воздушных целей и наведение на них ЗУР;

– зоной поражения воздушных целей, в пределах которой должны уничтожаться воздушные цели зенитными ракетами с заданной вероятностью;

– максимальными дальностями и высотами полета ЗУР, в пределах которых ими обеспечиваются потребные маневренные качества для поражения воздушных целей;

– возможностями других средств ПВО по защите обороняемого объекта (территории).

Функции, возлагаемые на комплекс, однозначно определяют его структуру. В общем случае эта структура включает в себя четыре основных элемента (подсистемы):

– боевые средства – зенитные управляемые ракеты;
– информационно-управляющие средства;
– пусковые установки ЗУР;
– вспомогательные технические средства.

Указанная структура ЗРК по-разному реализуется в различных комплексах в зависимости от их назначения, конкретных особенностей ЗУР, традиций разработчиков систем и т.п. Весьма существенное влияние на облик комплексов оказывают характеристики информационно-управляющих средств. Такие важнейшие свойства ЗРК, как малое время реакции, возможность одновременного обслуживания нескольких целей, высокая помехозащищенность, достигаются в основном за счет совершенствования и автоматизации информационных устройств. Так, создание РЛС с фазированной антенной решеткой (ФАР), введение в ЗРК БЦВМ и приборов индикации целей позволили решить проблемы многоканальности, а также резко сократить располагаемое время от момента обнаружения целей до пуска ЗУР. Это особенно важно для перехвата низколетящих целей, где проблемы селекции целей при наличии помех от земли исключительно остры.

Не менее весомое влияние на облик комплекса оказывают и ЗУР. Постоянно снижающиеся масса и габариты современных ракет способствуют увеличению количества ЗУР на пусковой установке и боекомплекта комплекса. Благодаря беспроверочному хранению ЗУР в контейнерах практически отпала необходимость в технических позициях для ЗРК (однако осталась потребность в обслуживании и ремонте транспортных средств, пусковых установок, вспомогательного оборудования). Систематически снижается трудоемкость и упрощается эксплуатация и техническое обслуживание

комплекса. Особенно существенно на характеристики комплексов влияет непрерывно повышающаяся единичная эффективность ЗУР.

Основные характеристики и типовые структурные схемы ЗРК различного назначения приведены в п. 2.4.

2.3.2. Информационно-управляющие средства ЗРК

Состав и устройство информационно-управляющих средств ЗРК существенно различаются в зависимости от принадлежности к виду ПВО (объектовая, войсковая, корабельная), дальности действия ЗРК, способа наведения ЗУР на цель, степени автоматизации, распределения функций управления между наземным (корабельным) комплексом и бортовой системой ЗУР и других особенностей ЗРК и ЗУР. Однако при всем разнообразии этих особенностей в большинстве случаев информационно-управляющая система ЗРК включает в себя следующие технические средства: обнаружения, опознавания и сопровождения целей, выдачи целеуказания, управления ракетами и пусковыми установками. Рассмотрим функции основных компонентов системы и особенности их устройства.

Средства обнаружения целей. Для обнаружения воздушных целей в ЗРК обычно применяются радиолокационные станции кругового или секторного обзора. Они используют, как правило, веерный луч: узкий по азимуту и широкий по углу места. Время обзора пространства по высоте зависит от конструкции РЛС, в которых могут применяться однолучевые и многолучевые системы, осуществляющие одновременный или последовательный обзор требуемого диапазона высот. Перемещение (сканирование) радиолуча в РЛС производится механически (поворотом антенн) или электронным способом. Электронное сканирование луча, применяемое в РЛС с антеннами типа «фазированная решетка», позволяет избавиться от механических приводов и обеспечивает управление лучом с очень высокой скоростью по определенной программе при неподвижной антенне.

РЛС обнаружения целей должны определять дальности целей, их координаты, направление и скорости полета. Важным показателем РЛС является «непропуск цели», что может произойти при массированном эшелонированном налете, когда РЛС не успевает отслеживать все цели, находящиеся в ее обзоре. Дальность обзора РЛС зависит от мощности РЛС, а также кривизны Земли и неровностей ее поверхности. Поэтому для увеличения дальности действия антенну РЛС поднимают над поверхностью или выдвигают всю РЛС в направлении ожидаемого нападения противника. РЛС раннего обнаружения, не связанные с ЗРК, могут устанавливаться на возвышенностях или на специальных самолетах радиолокационого дозора.

Средства опознавания целей. В большинстве ЗРК опознавание целей функционально тесно увязано с работой средств обнаружения. Для этого применяется активная радиолокация с автоматическим ответчиком-рет-

ранслятором, работающим по принципу «свой-чужой». Сигналы радиолокационных запросчиков кодированы и строго засекречены, поэтому, если ответчик самолета противника не отвечает установленным кодом, то он воспринимается как цель. Отработанные сигналы опознавания поступают либо на дисплей оператора, либо на автоматическое устройство, позволяющее идентифицировать воздушную цель и принять соответствующее решение для выработки целеуказаний.

Средства целеуказания. После приема информации об обнаружении и опознавании целей осуществляется обработка и анализ этой информации для определения последовательности обстрела обнаруженных целей и передачи необходимых данных о них на боевые средства ЗРК. Для этого в современных ЗРК используются либо оконечные устройства радиолокационных станций, либо специальные вычислительные устройства. Данные целеуказаний обрабатываются и анализируются автоматически; затем они поступают на дисплей оператора (лица, принимающего решение) и к средствам управления ЗУР.

Средства целеуказания, обнаружения и опознавания обслуживают один или несколько зенитных ракетных комплексов, выполняющих общую задачу. В связи с этим они могут входить как в состав ЗРК, так и в систему ПВО, обслуживающую значительную обороняемую территорию. В составе ЗРК они могут представлять собой самостоятельные блоки, размещаемые вблизи пусковых установок ЗУР, либо входить в единый комплекс и вместе с пусковыми установками ЗУР размещаться на общем шасси.

Средства управления ЗУР. Под средствами управления ЗУР понимается совокупность устройств, обеспечивающих выработку команд на пуск ракеты и ее наведение на цель. Средства управления ЗУР получают информацию от РЛС слежения за целью и за ракетой. На основании этой информации определяются взаимное положение цели и ракеты в процессе сближения, а также параметры движения обоих объектов.

Для слежения за ЗУР используется самостоятельная РЛС или единая РЛС, следящая за целью и ракетой. В многоканальном ЗРК последнее стало возможным при использовании РЛС с фазированными решетками, которые без механического поворота антенны РЛС обеспечивают возможность одновременного слежения за множеством целей и ЗУР.

В соответствии с задачами наведения вычислительные средства РЛС (и ЗУР) определяют ошибки истинной траектории движения ракеты относительно идеальной (кинематической) траектории, соответствующей методу наведения, и устраняют эти ошибки с возможной точностью путем выработки команд управления. Для этого используются передающие средства радиолокационной станции комплекса, которые либо передают на борт расчетные команды управления, либо способствуют формированию управляющей команды на борту ракеты. Наиболее точная корректировка движения достигается при использовании головок самонаведения (ГСН), которые формируют команду управления либо с участием ЗРК (при полуактивных системах самонаведения цель подсвечивается наземной РЛС), либо самостоятельно.

Таким образом, средства управления ЗРК входят в состав наземного комплекса, а часть их размещается на борту ЗУР. Распределение этих средств между наземной и бортовой системами во многом зависит от типа применяющейся системы управления (теленаведение, самонаведение), дальности полета ЗУР, а также от технического уровня и элементной базы системы управления. Так, для ЗУР малых дальностей команды наведения на цель чаще всего формируются наземной системой. Для ЗУР средних и больших дальностей начальный и средний участки наведения корректируются радиокомандами с Земли, а конечный участок – с помощью бортовой головки самонаведения.

Основным компонентом информационно-управляющих систем является РЛС. В современных комплексах РЛС размещают, как правило, на подвижных установках, что позволяет ЗРК быстро изменять свое положение в соответствии с боевой обстановкой.

Средства управления пуском ЗУР. Эти средства включают в себя приводы пусковых установок, пусковую автоматику и устройства для выработки команд управления пусковыми установками. Информация управления пуском поступает от средств целеуказания ЗРК. Пуск ракеты происходит в момент, когда намеченная для обстрела цель находится в пределах зоны пуска. Эта информация функционально увязывается с информацией, поступающей к средствам управления ЗУР.

При наклонном пуске с помощью специальных приводов ракете придается необходимое пространственное положение (по азимуту и углу места), соответствующее условиям выстреливания в сектор обзора станции и быстрого выхода на заданную траекторию полета. Пуск современных ЗУР, как правило, осуществляется вертикально из транспортно-пускового контейнера (ТПК), а пусковая установка по азимуту не разворачивается. В целях ориентации продольной оси ЗУР в требуемом направлении управляющая команда поступает в гироскопическую систему.

Командный пост ЗРК. Для управления всеми средствами комплекса и пуском ракет в составе ЗРК предусматривается командный пост, который координирует взаимодействие информационно-управляющих и огневых средств, определяет последовательность обстрела воздушных целей, анализирует результаты стрельб, а также связь с системой ПВО и другими комплексами.

2.3.3. Пусковые установки ЗУР

Пусковая установка (ПУ) – это техническое средство ЗРК, предназначенное для пуска ЗУР. Пусковые установки различаются по подвиж-

ности, углу возвышения при пуске ЗУР, способам заряжания, хранения и транспортировки ЗУР.

По подвижности ПУ подразделяются на стационарные, полустационарные и подвижные.

Стационарные ПУ (рис. 2.9) предназначены для ЗРК ПВО страны и важных объектов, требующих постоянной боеготовности по защите от средств воздушного нападения, а также для ЗРК кораблей. Они могут размещаться на специальных площадках (открыто и с укрытием), в шахтах, а также в надпалубных надстройках или подпалубных помещениях кораблей.

Полустационарные ПУ требуют для перебазирования специальной разборки на агрегаты, что занимает значительное время.

Подвижные ПУ (рис. 2.10) могут быть самоходными, буксируемыми или носимыми. Самоходные ПУ обычно являются автономными и позволяют производить обстрел целей через 5–10 мин после перебазирования на новое место расположения, а ПУ войсковых ЗРК могут вести обстрел даже на марше.

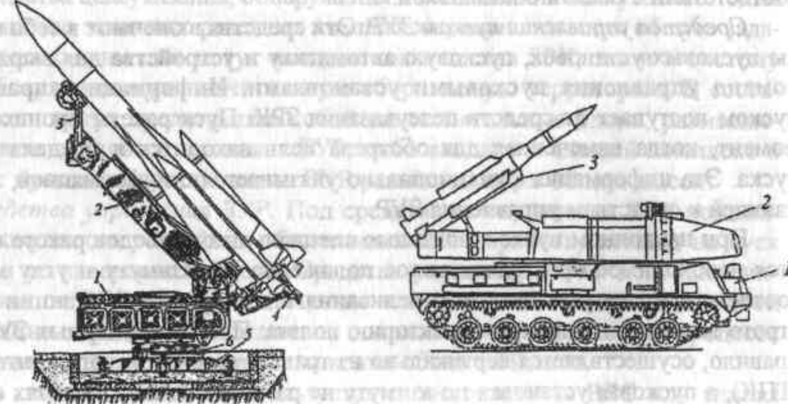


Рис. 2.9. Стационарная наклонная пусковая установка комплекса С-200:

1 – поворотное основание; *2* – пусковая стрела; *3* – бортовой разъем; *4* – хвостовой упор; *5* – неподвижное основание; *6* – платформа

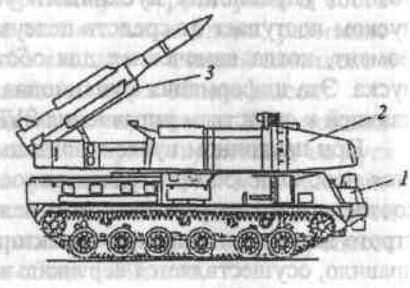


Рис. 2.10. Самоходная огневая установка комплекса «Бук»:

1 – бронетранспортер; *2* – поворотная башня; *3* – пусковая стрела

По углу возвышения различают ПУ с наклонным и вертикальным пуском ЗУР.

При наклонном пуске направляющие обычно разворачиваются по азимуту и углу места таким образом, чтобы траектория ракеты оптимальным образом соответствовала встрече с целью. Величины этих углов определяются в зависимости от выбранной траектории и обеспечиваются механизмами наведения ПУ. Наклонный пуск сокращает время выхода ЗУР на расчетную

траекторию, однако из-за «просадки ракеты» при малых углах наклона к горизонту после ее схода с направляющих требует значительной начальной тяговооруженности ЗУР, которая должна обеспечивать уравновешивание силы веса ракеты и быстрый ее уход от ПУ. К недостаткам наклонного пуска следует отнести также возможные ограничения по пуску ЗУР при круговой обороне из-за наличия в зоне ЗРК различных сооружений, палубных надстроек кораблей и других помех.

Наклонные ПУ бывают с одной или несколькими направляющими (до 3–4 шт.), соосными между собой, что, в последнем случае, позволяет иметь на ПУ несколько готовых к пуску ракет. Это повышает скорострельность и огневую производительность ЗРК. Направляющие могут быть нулевой и конечной длины. В первом случае ПУ получаются более простыми, однако ЗУР сходит с направляющих, не набрав достаточной скорости, что ведет к большой «просадке» ракеты. Во втором случае направляющие получаются более сложными и тяжелыми, выполняются в виде рельсов, по которым ракета скользит с помощью специальных полозков, но к моменту схода с направляющих приобретает достаточную для стабилизации полета скорость. Ракеты могут крепиться к направляющим с помощью специальных бугелей как сверху, так и снизу. Формы направляющих также разнообразны: в виде рельсов, труб, рам, ферм, а также пусковых контейнеров.

Заряжание пусковых установок ракетами бывает ручным, механизированным и автоматизированным. Автоматизированное заряжание обычно применяется на стационарных ПУ, например корабельных. Для заряжания подвижных ПУ используются специальные транспортно-заряжающие машины, облегчающие участие в этом процессе человека. Для

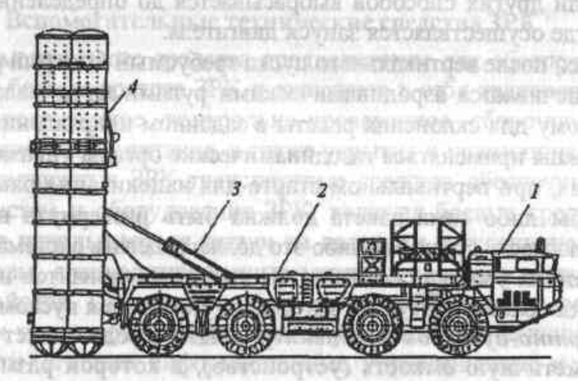


Рис. 2.11. Самоходная пусковая установка вертикального старта ЗРК С-300 ПМУ:

1 – транспортер; *2* – платформа; *3* – подъемный механизм; *4* – связка транспортно-пусковых контейнеров

переносимых ЗРК все операции по заряжанию осуществляются вручную либо с применением простых приспособлений.

При вертикальном пуске ЗУР направляющие, как правило, отсутствуют либо находятся в пределах транспортно-пусковых контейнеров, из которых осуществляется пуск ракет. ТПК, объединенные в связки по 2–4 и более штук, размещаются на подвижных (рис. 2.11) или стационарных пусковых установках. Вертикальный пуск возможен также с пускового стола, на котором ракета закрепляется до ее старта.

Вертикальный пуск ЗУР имеет ряд преимуществ по сравнению с наклонным: требуется меньшая начальная тяговооруженность ЗУР; отсутствуют ограничения по «зонам запрета» из-за наличия вблизи ЗРК сооружений (надстроек кораблей), что позволяет обеспечивать круговую оборону от целей, летящих с любых направлений; отсутствуют сложные механизмы для разворота ПУ по азимуту и углам места; уплотняется компоновка ПУ, что позволяет увеличить количество ракет на ПУ до четырех и более, а также возрастает скорострельность ЗРК. Это особенно важно при ограниченных объемах и площадях, отводимых для размещения ПУ и боекомплекта ракет (например, на боевом корабле).

Однако вертикальный пуск может вызвать определенные трудности, которые должны быть учтены при проектировании ЗУР и всего комплекса.

Во-первых, если запуск стартового двигателя осуществляется непосредственно при пуске ракеты («горячий» пуск), то факел работающего двигателя может быть небезопасен для стартового комплекса, находящихся на нем ракет и близлежащих сооружений (надстроек корабля). Поэтому все большее применение находит «холодный» пуск, при котором ЗУР с помощью катапульты или других способов выбрасывается до определенной безопасной высоты, где осуществляется запуск двигателя.

Во-вторых, после вертикального пуска требуемый быстрый разворот ракеты не обеспечивается аэродинамическими рулями из-за малой скорости разгона. Поэтому для склонения ракеты в заданном направлении на расчетный угол должны применяться газодинамические органы управления.

В-третьих, при вертикальном старте для нацеливания ракеты в плоскость стрельбы либо сама ракета должна быть развернута на пусковой установке в плоскость стрельбы, либо это должна сделать система управления ракеты в полете на участке склонения. (В любом из вариантов необходимые команды ПУ или ракете поступают от средств управления пуском ЗУР.)

Транспортно-пусковой контейнер (ТПК) представляет собой, как правило, герметичную емкость (устройство), в которой размещается зенитная ракета при хранении, транспортировке и пуске. Наличие герметичного ТПК создает благоприятные условия для ЗУР и ее пуска:

– обеспечивает длительное хранение ЗУР (до 10 и более лет) в требуемых для надежного пуска ракеты условиях;

– предохраняет ракету от повреждений при транспортировке и установке для пуска;

– обеспечивает высокую боеготовность ракеты к пуску без предварительных контрольно-испытательных проверок;

– позволяет осуществлять пуск ЗУР непосредственно из контейнера, что сокращает время на подготовку ракеты к пуску и значительно повышает скорострельность комплекса, особенно при наличии на пусковой установке нескольких ТПК с готовыми к пуску ракетами.

Пуск ракет из ТПК может осуществляться наклонно или вертикально. При наклонном пуске требуется большая начальная тяга, поэтому для пуска ракеты часто используется стартовый ракетный двигатель. Для выхода ракеты из ТПК и выброса горячих газов из сопла двигателя предусматриваются отбрасываемые или быстросъемные люки либо прорывающиеся днища типа мембран. В последних разработках при вертикальном пуске применяют принудительный выброс ЗУР из контейнера («холодный» старт) с помощью специального катапультного (или обтюраторного) устройства, работающего на горячем газе от газогенератора, располагаемого внутри ТПК. При таких схемах пуска заднее днище контейнера может быть неоткрывающимся, что уменьшает воздействие горячих газов на пусковую установку и упрощает эксплуатацию комплекса. Особенно важными эти качества являются для корабельных ЗРК. Кроме того, наличие подобных ТПК позволяет без существенных переделок модернизировать комплексы, размещать на одной пусковой установке разные по дальности и возможностям ЗУР, что обеспечивает эффективную эшелонированную оборону от средств воздушного нападения.

2.3.4. Вспомогательные технические средства ЗРК

Вспомогательные средства предназначены для обеспечения функционирования боевых средств ЗРК и включают в себя транспортные средства, подъемно-погрузочное, контрольно-проверочное, сборочное и ремонтное оборудование, энергопитание, а также укрытия и хранилища.

Для подвижных ЗРК транспортные средства обеспечивают перевозку всех подсистем и оборудования ЗРК, включая боевые средства. Для этой цели могут использоваться тягачи на колесном и гусеничном ходу, бронетранспортеры, специализированные машины, тележки и другие передвижные устройства. Системы и оборудование ЗРК могут размещаться на нескольких транспортных средствах с разбивкой по функциональной принадлежности (огневые, информационные, управленческие и т.д.) либо устанавливаться на одном передвижном шасси и действовать в боевых условиях автономно. Последнее решение обычно соответствует войсковым ЗРК малой дальности, которые способны обеспечивать противовоздушную оборону войск даже на марше.

Подъемно-погрузочное и заряжающее оборудование служит для погрузочно-монтажных работ и для заряжания ракетами пусковых установок – это различного рода краны, подъемники, конвейерные линии. В стационарных ЗРК вспомогательное оборудование обычно механизировано и автоматизировано, особенно на корабельных ЗРК, где применяются специальные автоматизированные конвейерные устройства для подачи ракет к ПУ, ее заряжания и подготовки системы к выстрелу. Все указанные операции существенно упрощаются при нахождении ракеты в транспортно-пусковом контейнере.

Контрольно-проверочное оборудование необходимо для проведения проверок боевых средств комплексов как на складах хранения, так и на огневых позициях. Этот контроль выполняется с высокой степенью автоматизации всех контрольных операций с использованием специальных автоматизированных пультов. Для современных ЗУР, эксплуатируемых в ТПК, удается полностью отказаться от всех контрольных регламентных и предпусковых проверок. Этому способствует ряд специальных конструкторских решений, а также тщательная отработка и проверка ракеты и ее систем, которые выполняются в заводских и лабораторных условиях на специальных стендах, что обеспечивает гарантированную высокую надежность ЗУР в течение 10 и более лет.

В боевых условиях ЗРК имеют автономное энергопитание, обеспечивающее работу всех систем и механизмов комплекса. Для этого ЗРК оборудованы собственными электростанциями (генераторами), вырабатывающими электроэнергию в установленных параметрах по напряжению, силе тока и частоте, что достигается благодаря соответствующим преобразователям. Кроме того, для привода механизмов ПУ и других систем используются гидравлические и пневматические источники, обеспечивающие заданные давления и расходы рабочего тела.

Для предотвращения разрушения ЗРК и защиты личного состава от боевых и климатических воздействий стационарные ЗРК имеют специальные сооружения (шахты, железобетонные и другие укрытия). В подвижных ЗРК применяются бронированные транспортеры и специальные средства защиты техники и личного состава.

2.4. УСТРОЙСТВО И ХАРАКТЕРИСТИКИ ЗРК

2.4.1. Основные характеристики ЗРК

Основными характеристиками ЗРК являются: зона поражения цели, число целевых и ракетных каналов, временные характеристики, производительность и боезапас комплекса.

Зона поражения цели. Зоной поражения принято называть область пространства, в которой обеспечивается встреча ракеты с целью и поражение цели с вероятностью не ниже заданной. Зона поражения комплексно отражает боевые и летно-тактические характеристики ракеты, возможности РЛС и маневренные свойства цели. На рис. 2.12 в координатах высота H, горизонтальная дальность L, и курсовой параметр P изображены типичные сечения зоны поражения вертикальной и горизонтальной плоскостями (заштрихованная область).

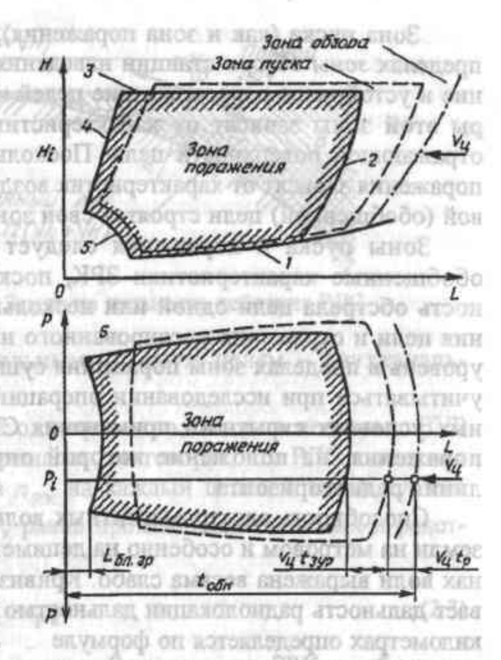


Рис. 2.12. Зоны пуска и поражения цели

Положение границ зоны определяется целым рядом факторов. Так, граница *1*, характеризующая минимальную высоту поражения цели, определяется возможностями надежного захвата цели радиолокатором. Дальняя *2* и верхняя *3* границы определяются досягаемостью ракеты и ее маневренными возможностями в этих областях. Положение границ *2* и *3* существенно зависит от маневра цели. Как правило, на этих границах вероятность поражения цели минимальная. Граница *4* определяется максимальным углом сопровождения цели и ракеты радиолокатором. Иногда эта граница бывает связана с допустимым углом поворота гироскопа ракеты. Граница минимальной дальности *5* определяется условием входа ракеты в зону действия системы наведения или же условием достижения скорости, необходимой для перехвата цели. Граница *6* является функцией курсового параметра P, максимально допустимого по возможностям ЗРК.

Чтобы встреча ракеты с целью произошла в зоне поражения, пуск ракеты необходимо производить заблаговременно с учетом полетного времени ракеты до точки встречи и скорости цели. Область пространства, при нахождении цели в которой можно производить пуск ракеты, называется *зоной пуска.* Если во время старта ракеты цель находится в зоне пуска, то ее встреча с ракетой произойдет в зоне поражения. Для определения границ зоны пуска (см. рис. 2.12) необходимо из каждой точки границы зоны поражения отложить в сторону, обратную курсу цели, отрезок, равный произведению скорости цели $V_ц$ на время полета ракеты $t_{зур}$ до данной точки.

Зона пуска (как и зона поражения), очевидно, должна находиться в пределах *зоны обзора* станции наведения, в которой возможно обнаружение и устойчивое сопровождение целей и наводимых на них ракет. Размеры этой зоны зависят от характеристик радиолокатора и эффективной отражающей поверхности цели. Поскольку размеры зон обзора, пуска и поражения зависят от характеристик воздушной цели, то для каждой типовой (обобщенной) цели строятся свои зоны.

Зоны пуска и поражения следует рассматривать как важнейшие обобщенные характеристики ЗРК, поскольку они определяют возможность обстрела цели одной или несколькими ракетами, уровень поражения цели и отражения массированного налета в целом. Заметим, что этот уровень в пределах зоны поражения существенно различный, что должно учитываться при исследовании операции. Большое значение в современных условиях скрытного применения СВН имеет нижняя граница зоны поражения, на положение которой определяющее влияние оказывает линия радиогоризонта.

Способность электромагнитных волн огибать выпуклую поверхность земли на метровом и особенно на дециметровом и сантиметровом диапазонах волн выражена весьма слабо. Кривизна земной поверхности ограничивает дальность радиолокации дальностью прямой видимости. Ее значение в километрах определяется по формуле

$$D_{\text{п.в}} = 3{,}57\,(\sqrt{h_{\text{а}}} + \sqrt{H_{\text{ц}}}), \tag{2.1}$$

где $h_{\text{а}}$ – высота антенны РЛС, м; $H_{\text{ц}}$ – высота полета цели, м.

С учетом нормальной рефракции (отклонения радиолуча от прямолинейного пути в среде с переменным коэффициентом преломления) формула (2.1) примет вид

$$D^{*}_{\text{п.в}} = 4{,}12\,(\sqrt{h_{\text{а}}} + \sqrt{H_{\text{ц}}}), \tag{2.2}$$

т.е. при рефракции дальность радиолокационного горизонта возрастает в среднем на 15 % по сравнению с дальностью оптического горизонта (рис. 2.13).

Канальность ЗРК. Эта характеристика отражает огневую производительность комплекса, оцениваемую максимальным количеством ракет, которые комплекс способен одновременно выстреливать по обнаруженным целям. Различают целевые и ракетные каналы. Число целевых каналов – это количество целей, одновременно обстреливаемых ЗРК. Число каналов зависит от устройства ЗРК и возможностей РЛС по одновременному сопровождению целей и определению их координат. Если сопровождение и последующий обстрел ЗРК может вести только по одной



Рис. 2.13. Влияние кривизны Земли на дальность действия РЛС

цели, комплекс является одноканальным, по двум целям – двухканальным, по *n* целям – $n_{\text{цк}}$- канальным.

Если станция наведения может одновременно наводить несколько ЗУР на цель, сопровождаемую целевым каналом, то говорят, что РЛС наведения имеет несколько ракетных каналов $n_{\text{рк}}$ на каждый целевой канал. Общее число каналов ЗРК (канальность) $n_{\text{к}}$ равно произведению целевых и ракетных каналов:

$$n_{\text{к}} = n_{\text{цк}} \cdot n_{\text{рк}}. \tag{2.3}$$

Цикл стрельбы и его составляющие. Возможности ЗРК по обстрелу целей, входящих в его зону пуска, т.е. пропускная способность комплекса, определяются временными характеристиками отдельных стадий функционирования ЗРК. К основным временным характеристикам ЗРК относят: работное время $t_{\text{р}}$, цикл стрельбы $T_{\text{ц}}$ и располагаемое время $t_{\text{расп}}$ для обстрела цели.

Работное время ЗРК (иначе, время реакции) – это время от начала обнаружения цели средствами обнаружения до момента пуска ракеты. Оно определяется временем на обработку целеуказания РЛС слежения за целью и ее обнаружение $t_{\text{цу}}$, временем захвата цели на сопровождение $t_{\text{захв}}$ и временем на подготовку ЗРК к пуску ракет $t_{\text{п}}$, т.е.

$$t_{\text{р}} = t_{\text{цу}} + t_{\text{захв}} + t_{\text{п}}. \tag{2.4}$$

Каждое из этих слагаемых зависит от структуры и технических характеристик комплекса, порядка захвата цели на сопровождение, степени автоматизации всех операций процесса работы ЗРК, а также уровня подготовленности оператора.

Цикл стрельбы характеризуется временем занятости одного целевого канала (или всего комплекса, если он одноцелевой). Это время включает в себя: работное время $t_{\text{р}}$, полетное время $t_{\text{зур}}$, сумму временных интервалов

между пусками ракет в очереди $t_{инт}$ и время оценки результатов стрельбы $t_{оц}$:

$$T_{ц} = t_{р} + t_{зур} + t_{инт} + t_{оц}. \quad (2.5)$$

Полетное время ракеты $t_{зур}$ является функцией положения точки встречи (ТВ) в зоне поражения и определяется как отношение наклонной дальности $D_{тв}$ к средней скорости ракеты $V_{ср}$:

$$t_{зур} = D_{тв} / V_{ср}. \quad (2.6)$$

Временные интервалы между пусками ракет в очереди зависят в основном от характеристик стартового оборудования. При пуске по цели одной ракеты или при залповой стрельбе $t_{инт} = 0$. Время оценки результатов включает в себя, помимо собственно оценки результата стрельбы, приведение системы управления огнем в исходное состояние.

Располагаемое время $t_{расп}$ – время, которым располагает ЗРК для обстрела цели. Это время равно времени полета цели от момента обнаружения на дальности $L_{обн}$ до ближней границы зоны поражения $L_{бл.гр}$:

$$t_{расп} = (L_{обн} - L_{бл.гр}) / V_{ц}. \quad (2.7)$$

Цикл стрельбы в сопоставлении с располагаемым временем определяет главное условие функционирования ЗУР. Очевидно, что ЗРК в состоянии поражать цели данного типа лишь при условии $t_{расп} \geq T_{ц}$ или, в крайнем случае (при единичном пуске), $t_{расп} \geq (t_{р} + t_{зур})$.

Боезапас ЗРК. Боезапас комплекса характеризуется количеством боеготовых ракет, находящихся на пусковых установках, а также на других транспортных средствах комплекса. Запас зависит от структуры ЗРК, массы и габаритов ракеты, грузоподъемности ПУ и количества ПУ в комплексе. Увеличение числа боеготовых ракет в ЗРК способствует повышению огневой производительности и пропускной способности комплекса. Чтобы вести стрельбу без перезаряжания ПУ в течение времени массированного налета $T_{н}$, необходимо иметь $N_{р}$ боеготовых ракет на ПУ:

$$N_{р} = \frac{T_{н}}{T_{ц}} n_{ц\,к} m, \quad (2.8)$$

где $T_{ц}$ – цикл стрельбы; $n_{ц\,к}$ – число целевых каналов; m – число ракет, запускаемых по каждой цели.

2.4.2. Основные современные ЗРК

ЗРК ПВО страны. Базовой системой ПВО страны является многоканальная система С-300. Система предназначена для обороны важнейших объектов от баллистических ракет тактического и оперативно-тактического назначения, а также самолетов, крылатых ракет, ВТО и ДПЛА. Система С-300 имеет несколько вариантов исполнения (С-300В, С-300ПМУ и др.), различающихся техническими средствами. Однако их организационные структуры и боевые возможности достаточно близки. Ниже рассматривается система С-300В.

В зависимости от выполняемых задач система может иметь различное структурное построение. Основное использование системы предполагает ее применение в виде блоков ЗРК. Такой блок ЗРК, как показано на рис. 2.14, *а*, включает в себя узел обнаружения и целеуказания, четыре ЗРК, обслуживаемые этим узлом, и средства технического обеспечения, обслуживания и ремонта комплексов (СТО).

Узел обнаружения и целеуказания размещается на гусеничном шасси высокой проходимости, оборудован средствами защиты от поражающих факторов ядерного взрыва. В его состав входят: командный пункт (КП), радиолокационная станция кругового обзора (РЛС КО) и радиолокационная станция секторного обзора (РЛС СО). Все РЛС, входящие в систему С-300В, имеют фазированные антенные решетки. Узел может обслуживать одновременно 24 цели. При этом каждый комплекс берет на себя обстрел шести целей в заданном секторе.

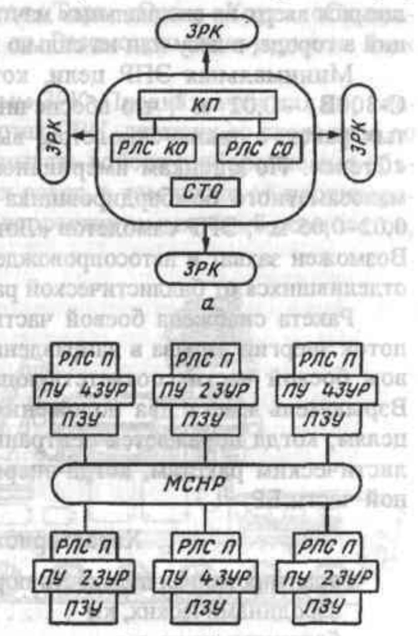


Рис. 2.14. Структурная схема блока (*а*) и комплекса (*б*) системы С-300В

ЗРК (рис. 2.14, *б*) включает в себя многоканальную станцию наведения ракет на цель (МСНР), до шести пусковых установок (ПУ), каждую из которых обслуживает своя станция подсвета цели (РЛСП), и до шести пускозаряжающих устройств (ПЗУ) двух типов. Первый тип ПУ и ПЗУ – на две ракеты большой дальности, предназначенные для перехвата оперативно-тактических баллистических ракет (типа «Першинг»); второй

тип ПУ и ПЗУ – на четыре ракеты меньшей дальности, предназначенные для перехвата самолетов различных типов и тактических БР (типа «Лэнс»).

Ракеты обоих типов в максимальной степени унифицированы; разница заключается лишь в наличии у ракеты дальнего действия твердотопливного ускорителя с увеличенным запасом топлива, позволяющим достигать скорости полета 2400 м/с и максимальной дальности гарантированного поражения цели до 100 км. Одноступенчатая ракета второго типа имеет максимальную скорость 1700 м/с. Система наведения ракет – комбинированная: инерциальная на маршевом участке траектории и полуактивная радиолокационная – на конечном. Подсвет целей осуществляется специальными РЛСП с антеннами круглой формы, смонтированными на каждой ПУ и поднимающимися вверх на специальных мачтах, что позволяет вести стрельбу с позиций в городе, в лесу или на сильно пересеченной местности.

Минимальная ЭПР цели, которую способна перехватить система С-300В, – 0,02 м ^{2}, что обеспечивает поражение малогабаритных крылатых ракет, а также самолетов, выполненных с использованием техники «Стелс». По оценкам американских специалистов, минимальная ЭПР малозаметного бомбардировщика «Нортроп» В-2 находится в пределах 0,02–0,05 м ^{2}, ЭПР самолетов «Локхид» F-117A и F-22 несколько больше. Возможен захват и автосопровождение разделяющихся целей (в частности, отделившихся от баллистической ракеты боеголовок).

Ракета снабжена боевой частью направленного типа, формирующей поток энергии взрыва в направлении цели. Для этого ракета перед подрывом боевой части соответствующим образом ориентируется по крену. Взрыватель имеет два положения: для действия по аэродинамическим целям, когда поражается центральная часть ЛА, и для действия по баллистическим ракетам, когда энергия взрыва концентрируется на головной части БР.

Характеристики ЗРК С-300В

Гарантированная дальность поражения целей:	
аэродинамических, км	100
баллистических, км	40
Максимальная высота поражения целей:	
аэродинамических, км	30
баллистических, км	25
Минимальная высота поражения целей:	
аэродинамических, км	0,025
баллистических, км	2,0
Диапазон скоростей поражаемых целей, м/с	0–3000
Число одновременно обстреливаемых целей	до 24
Число одновременно наводимых ракет	до 48
Темп стрельбы, c^{-1}	1,5
Время подготовки ракеты к пуску, с	15
Время развертывания системы, мин	5
Боезапас (в зависимости от комплектации ПУ)	96–192

ЗРК обороны сухопутных войск. Противовоздушная оборона войск имеет свои особенности и требует специальных зенитных средств, способных в любых условиях боевой обстановки, в том числе при отсутствии централизованного управления, немедленно отразить воздушное нападение, включая низколетящие цели. На вооружении сухопутных войск используются как штатные ЗРК ПВО страны (типа С-300), так и войсковые средства ПВО полкового, дивизионного, армейского и фронтового подчинения. К числу войсковых ЗРК относятся «Тор», «Оса», «Круг», «Стрела-10», «Тунгуска», «Панцирь», «Игла» и др. Рассмотрим некоторые из этих комплексов.

ЗРК «Тор» относится к дивизионным ЗРК. Предназначен для поражения на предельно малых и средних высотах СВН, летящих со скоростью до 2500 км/ч. Способен эффективно прикрывать войска и обороняемые объекты от внезапных ударов управляемых ракет, в том числе от противорадиолокационных и крылатых ракет, корректируемых бомб, самолетов, вертолетов и ДПЛА.

В остав комплекса входят: пусковая установка вертикального типа с боекомплектом из 8 ракет (8 ЗУР 9М330*), расположенная внутри боевой машины; радиолокационная станция кругового обзора (РЛС КО); РЛС сопровождения цели и наведения ракет и дублирующая оптическая система обнаружения и сопровождения цели. Все средства комплекса размещены на боевой машине (рис. 2.15). Комплекс может функционировать не только при стоянке, но и в движении (с короткой остановкой для пуска ракет). Максимальная скорость боевой машины до 65 км/ч. Экипаж ЗРК – командир, два оператора и механик-водитель.

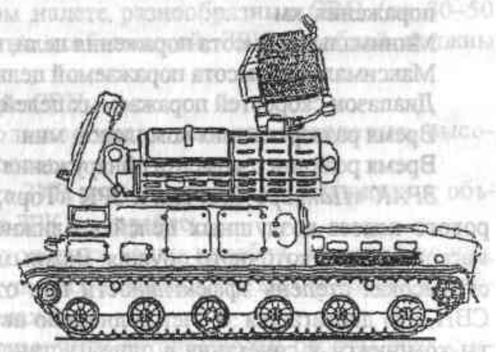


Рис. 2.15. Внешний вид ЗРК «Тор»

РЛС КО доплеровского типа обнаруживает и сопровождает цели на дальность до 25 км. Число одновременно обнаруживаемых целей зависит

* Описание ракеты 9М330 приведено в гл. 7, п. 7.2.5.

от состояния комплекса: в стационарном положении обслуживается до 48 целей, на марше – 10. Вторая РЛС (наведения ракет и сопровождения цели) с фазированной антенной решеткой, работающая в сантиметровом диапазоне, способна одновременно опознавать и сопровождать до двух целей в пределах рабочего сектора 15°×15°. Одновременно могут обстреливаться две цели. Оценка степени угрозы и выбор приоритетных целей производятся автоматически.

Каждая боевая машина (комплекс) может работать автономно или в составе зенитной батареи с единым командным пунктом, который может располагаться на расстоянии 4–5 км от комплексов. Зенитная батарея объединяет четыре боевые машины, КП и машину со средствами технического обслуживания и ремонта комплексов. Для обороны танковой бригады, например 120–150 танков, по нормативам предусматриваются три зенитные батареи «Тор», шесть зенитных установок «Тунгуска» и 27 переносимых «Игл».

Характеристики ЗРК «Тор»

Масса комплекса, кг	34250
Масса одной ЗУР, кг	165
Боезапас, шт.	8
Максимальная дальность гарантированного поражения, км	12
Минимальная высота поражения цели, м	10
Максимальная высота поражаемой цели, км	6
Диапазон скоростей поражаемых целей, м/с	10–700
Время развертывания комплекса, мин	3
Время реакции с момента обнаружения цели, с	5–8

ЗРАК «Панцирь-СI», как и ЗРК «Тор», ориентирован на поражение широкого класса воздушных целей в ближней зоне и, прежде всего, средств массового высокоточного оружия. Важным достоинством комплекса является высокая степень эффективности при отражении массированного налета СВН, что достигается за счет полностью автоматизированного режима работы комплекса и сочетания в одной установке ракетного и артиллерийского вооружения. По своим принципам построения комплекс «Панцирь-СI» относится к новому поколению зенитных комплексов, основанных на внедрении новейших технологий в области ракетостроения и электронных систем управления.

Базовый вариант комплекса размещен на автомобильном шасси «Урал-5323» грузоподъемностью 10 т и включает в себя ракетный модуль (боезапас 12 ЗУР 57Э6) и пушечный модуль (2 автоматические пушки ГШ-6-30К с очень высоким суммарным темпом стрельбы 10000–12000 выстрелов в минуту). В комплексе используется высокоточная интегрированная система

наведения с радиолокационным каналом миллиметрового и сантиметрового диапазонов волн и телевизионно-оптическим каналом с автоматическим выбором оптимального режима наведения на основе совместной обработки сигналов от радиолокационного и оптического каналов.

Характеристики ЗРАК «Панцирь-С1»

Зона поражения ракетным вооружением, км:
по дальности – 1,0–12
по высоте – 0,005–6
Зона поражения пушечным вооружением, км:
по дальности – 4
по высоте – 3
Время реакции, с – 4–6
Боекомплект, шт.
ракет – 12
снарядов – 750
Калибр пушки, мм – 30

ЗРК ПВО флота. К ЗРК, устанавливаемым на кораблях, предъявляются особые требования, которые определяются специфическими условиями их функционирования, а также боевыми задачами обеспечения надежной защиты как отдельных кораблей, так и группы (ордера) кораблей при массированном плотном налете разнообразных СВН (до 30–50 целей в минуту). Исходя из этих особенностей, ЗРК кораблей должны обеспечивать:

– круговую оборону при атаке СВН;
– малое время реакции, большое число каналов наведения, высокую огневую производительность;
– значительный боекомплект ЗУР при ограниченных габаритах и объемах, отводимых под размещение ЗРК на корабле;
– надежную работу ЗРК в условиях качки корабля, морской волны, штормового ветра и т.п. без нарушения основных боевых функций корабля и жизнедеятельности его экипажа;
– высокую степень автоматизации и автономности работы всех систем и устройств ЗРК.

В ЗРК кораблей применяются надпалубные наклонные пусковые установки и подпалубные вертикальные пусковые установки. Надпалубные наклонные ПУ имеют наиболее широкое распространение на кораблях ВМФ, оснащенных ЗРК в период 60–80-х годов. В разное время на кораблях устанавливались ЗРК «Шквал», «Оса-М», «Каштан» и «Штиль», разработанные Всероссийским научно-исследовательским институтом «Альтаир», использующие ЗУР, унифицированные с соответствующими сухопутными ЗРК: С-75, С-125, «Оса», «Стрела», «Бук»,

«Тунгуска». В настоящее время продолжает широко эксплуатироваться ЗРК средней дальности «Штиль».

ЗРК «Штиль» представляет собой 12- канальный комплекс, предназначенный для обороны кораблей или их соединений от нападения одновременно атакующих с различных направлений СВН. Он может также использоваться для поражения надводных целей на дальности до 15 км, так как обладает мощной осколочно-фугасной боевой частью массой 70 кг.

ЗРК «Штиль» размещается на различных надводных кораблях водоизмещением выше 1500 т. Может иметь боезапас от 24 до 96 ЗУР. Пусковая установка – с одной поворотной пусковой балкой. Скорострельность ЗРК обеспечивается высокой степенью автоматизации заряжания и пуска ракет. Наведение ракет на цели – полуактивное радиолокационное. На каждую цель могут наводиться до трех ракет. Вероятность поражения цели двумя ракетами составляет 0,81–0,96.

Современное ракетное вооружение флота ориентировано преимущественно на применение подпалубных ракетных установок с вертикальным пуском. Такие ПУ обладают определенными преимуществами перед надпалубными наклонными ПУ:

– обеспечивают большую скорострельность и эффективность ЗРК;

– не имеют ограничений по «запретным зонам» стрельбы, что гарантирует круговую оборону кораблей;

– обладают большей надежностью, простотой конструкции и удобством в эксплуатации.

В перспективных ЗРК с вертикальным стартом следует ожидать применения секционно-сотовых подпалубных ПУ, которые смогут обеспечить быструю смену пусковых модулей как с одинаковыми, так и разнотипными ракетами. Например, вместо одного контейнера с ракетой большой дальности устанавливаются четыре ТПК с ракетами средней дальности или шестнадцать ТПК с ракетами малой дальности. Все это может увеличить боекомплект ЗУР и повысить эффективность ЗРК.

Приведем краткое описание основных ЗРК флота с подпалубными ПУ.

ЗРК «Риф». Разработан для защиты ордера кораблей от атак современных и перспективных аэродинамических и баллистических СВН, в том числе маневрирующих и летящих на предельно малых высотах над водной поверхностью на большом удалении от корабля. Большая глубина зоны поражения (до 90 км) и высокая скорострельность обеспечивают эффективное отражение массированных налетов СВН. Наличие в составе ордера корабля, вооруженного ЗРК «Риф», отодвигает рубежи применения авиационных СВН и поставщиков помех, чем способствует повышению эффективности ПВО кораблей ордера.

Комплекс может размещаться на кораблях водоизмещением 5000 т и более. ЗУР расположены в вертикальных подпалубных ПУ (боезапас 48

или 64 ракеты в зависимости от комплектации комплекса); темп стрельбы 3 c^{-1}. ЗРК способен одновременно сопровождать двенадцать целей и перехватывать шесть. Комплекс может применяться как по воздушным, так и по надводным целям. ЗУР* 48Н6Е, входящая в комплекс, максимально унифицирована с ракетой системы С-300 ПМУ ПВО страны.

ЗРК «Клинок». Многоканальный всепогодный автономный ЗРК предназначен для самообороны военных кораблей и гражданских судов от массированных атак низколетящих противокорабельных ракет и других беспилотных и пилотируемых ЛА. ЗРК может одновременно обстреливать до четырех целей в секторе 60°×60° и наводить восемь ракет. Наличие собственных средств обнаружения целей обеспечивает полную автономность ЗРК. Многоканальность комплекса достигается за счет применения специализированного быстродействующего вычислительного устройства и фазированных антенных решеток с электронным управлением перемещения луча РЛС в пространстве.

ЗРК «Клинок» обладает высокой степенью автоматизации, малым временем реакции и высоким темпом стрельбы, чему способствует вертикальный старт ЗУР с подпалубной пусковой установки барабанного типа с 3–4 пусковыми модулями по восемь ЗУР. Каждая ракета находится в ТПК, старт из которого осуществляется с помощью катапульты.

Ракета ЗРК «Клинок» 9М330 унифицирована с ракетой войскового ЗРК «Тор». Максимальная дальность поражения цели 12 км, высота – от 10 м до 6 км.

* Описание ракеты 48Н6Е приведено в гл. 7, п. 7.2.5.

ГЛАВА 3

СИСТЕМНОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ ЗУР

3.1. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ СИСТЕМНОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ И МЕТОДЫ ЕЕ РЕШЕНИЯ

3.1.1. Смысловая постановка задачи

Понятие «системное проектирование» имеет несколько трактовок. В системотехнике это понятие означает научную дисциплину, разрабатывающую методы синтеза сложных технических систем на основе всестороннего изучения объективных закономерностей процессов функционирования этих систем. Синтез систем опирается на математическое моделирование и на ряд других прикладных математических дисциплин, в первую очередь на математическое программирование. Результатом синтеза являются структура и параметры сложной технической системы.

Применительно к системе ПВО задача системного проектирования состоит в следующем.

Рассматриваются две противоборствующие стороны: нападающая и обороняющаяся (последняя является оперирующей стороной). Нападающая сторона характеризуется известным составом СВН и неизвестными стратегиями боевого применения СВН. Таких стратегий в общем случае может быть очень много. Обороняющаяся сторона имеет функционирующую систему ПВО, которую следует заменить или модифицировать, и ряд предложений в виде проектных разработок. Требуется найти структуру системы ПВО и стратегию ее функционирования, обеспечивающие максимальную военно-экономическую целесообразность.

Эта постановка задачи является смысловой. Ей соответствует целый ряд более частных постановок и решений, что связано с тем, что в общем виде задача не решается.

Практические задачи системного проектирования ПВО выполняются специализированными институтами заказчика, НИИ и конструкторскими бюро промышленности. Объединенными усилиями этой триады исполнителей вырабатывается единое решение. Однако единые цели и единый конечный результат вовсе не означают единства интересов исполнителей и, соответственно, единства методов решения системной задачи. Существенно могут различаться исходные посылки и промежуточные цели.

Так, в исследованиях заказчика при решении задачи в качестве параметров управления (т.е. оптимизируемых параметров) наибольший интерес представляют стратегии сторон и показатели эффективности, соответствующие различным вариантам известных структур системы. Для разработчиков системы на первом месте стоят вопросы оптимальной организации информационного поля. Для разработчиков ракет стратегии сторон, эффективность выполнения целевой задачи, информационное поле в первом приближении можно считать заданными. Соответственно сужается и целевая направленность исследований. Суть рассматриваемой задачи системного проектирования ЗУР состоит в нахождении рационального места (функциональной ниши) новой ЗУР в реальной среде существующих и проектируемых систем, с которыми эта ЗУР должна взаимодействовать.

Следует иметь в виду, что функциональная ниша в период создания нового изделия весьма неопределенна: абсолютно свободных функциональных зон не бывает. Новая техника внедряется в эксплуатацию в условиях борьбы с существующей техникой. Чтобы установить рациональное равновесие между имеющейся и новой техникой, необходимо исследование всего парка ЗУР. Такой анализ имеет целью нахождение рационального соответствия между типажом ракет и областями их функционирования, что в конечном итоге определяет функциональную нишу новой техники *в виде технического задания* на модификацию существующего парка ракет или создание новых ракет.

Системное проектирование ЗУР является достаточно сложным, не поддающимся формализации процессом. Это, по существу, исследовательская работа, выполняемая наиболее опытными проектировщиками-исследователями. В данной области еще не накоплен опыт, мало практических рецептов и рекомендаций. На всех стадиях системного синтеза – при постановке задачи, построении модели, выборе критериев эффективности, разработке вычислительного алгоритма, анализе результатов – важнейшую роль играет интеллект и опыт исследователя. В этих условиях очень полезны методологические принципы, помогающие осмысливанию проблемы и в конечном счете – правильному построению процесса проектирования.

Исследователь начинает работу с изучения задачи, пытаясь как можно лучше понять замысел руководителя. Полезно в процессе изучения задачи рассмотреть в общем виде ее содержательный характер, а также характер будущей работы по осуществлению решения. Изучение задачи, таким образом, имеет два аспекта: содержательный и организационный.

Первый аспект состоит в изучении совокупности задач, в которые входит первоначально поставленная задача. При этом выбор варианта постановки решаемой задачи обычно основывается на рассмотрении некоторой расширенной задачи. Это может быть или задача более высокого уровня иерархии, или задача того же уровня, но охватывающая более широкий состав рассматриваемых факторов.

Во втором, организационном, аспекте рассматривается план решения задачи. Принимаются во внимание условия выполнения задачи: располагаемые сроки и ресурсы (финансирование, штаты исполнителей, экспериментальная база, информационное обеспечение, вычислительные средства и др.). Ограниченные сроки и ресурсы часто заставляют упрощать постановку задачи и уменьшать объем исследований. Этап изучения задачи заканчивается конкретизацией цели исследования.

3.1.2. Цели и критерии в задачах системного проектирования

Особенностью системного проектирования ЗУР является то, что на этом этапе рассматривается не только отдельная ракета, но и система ПВО в целом. Определяющим компонентом системы (объектом исследования) является зенитный ракетный комплекс – основная боевая единица системы. При этом множество целевых задач может выполняться одним или несколькими различными комплексами, работающими во взаимодействии.

Напомним, ЗРК – это минимально необходимая совокупность разнородных в функциональном и конструктивном отношениях технических средств, обеспечивающая автономное выполнение боевой задачи – поражение средств воздушного нападения.

Рассмотрим обобщенные характеристики комплекса, определяющие критерий выбора системного проектного решения.

Эффективность ЗРК. Основная функция ЗРК состоит в отражении налета средств воздушного нападения на охраняемые объекты. Соответственно этой функции очевидным показателем эффективности ЗРК является среднее значение количества пораженных целей.

Определение этого показателя связано с расчетом результативности каждой фазы цикла боевого функционирования ЗРК, в числе которых: обнаружение и опознавание цели, определение координат и возможной траектории полета цели, выяснение готовности стрельбовых каналов к боевой работе, распределение целей по стрельбовым каналам, определение момента пуска ЗУР, наведение ракеты, уточнение координат цели, поражение цели. Результативность каждой фазы боевого цикла зависит от совершенства технических средств комплекса, функциональные характеристики которых и есть «слагаемые» эффективности ЗРК.

Для радиолокационной станции и командного пункта такими слагаемыми являются: вероятность обнаружения и время обнаружения целей, максимальная пропускная способность, точность измерения координат цели в зависимости от уровня помех и эффективной поверхности рассеивания цели, максимальное число одновременно сопровождаемых ракет, количество ракет в боекомплекте и др.; для ЗУР – маневренные возможности ракеты, точность наведения, характеристики боевой части и радиовзрывателя и др. Для расчета эффективности ЗРК необходимо знать зависимость результата функционирования комплекса от перечисленного массива характеристик его элементов. В функциональном виде эта зависимость не поддается описанию. Инженерный подход к решению этой задачи приведен в п. 3.4.

Стоимость ЗРК. Ее определяют как сумму стоимостей составных частей комплекса: радиолокаторов, ракет, вычислительных и отображающих средств, устройств связи, пусковых установок, транспортных и заряжающих устройств, агрегатов энергоснабжения. В свою очередь, стоимость любого из этих элементов составляется из стоимости разработки, стоимости изготовления в серийном производстве и стоимости эксплуатации. При системном проектировании все эти слагаемые стоимости рассчитываются на основе статистики трудозатрат и с экономической точки зрения являются приближенным отображением себестоимости изделия.

На решение о выборе того или иного варианта новой техники во многих случаях определяющее влияние оказывают единовременные затраты, потребные для создания новых инфраструктур и повышения производственного потенциала предприятий. При экономическом обосновании вариантов единовременные затраты обычно суммируют с текущими затратами, хотя это и не совсем правомерно. Причина в разной временной размерности этих двух видов производственных затрат. Текущие затраты за определенный период соответствуют продукции, полученной за этот же период. Единовременные же затраты соответствуют продукции, которая будет произведена за время функционирования производственных фондов, воплощающих эти затраты. Величина единовременных затрат не зависит от продолжительности изучаемого периода.

Чтобы сделать правомерным такое суммирование, в экономической литературе предлагается предварительно приводить единовременные затраты к годовой размерности, используя для этого нормативный коэффициент эффективности $E_н$, т.е.

$$C = S + E_н K, \tag{3.1}$$

где C – приведенные затраты; S – текущие затраты (себестоимость); $E_н$ – норматив эффективности капитальных вложений ($E_н$ = 0,12); K – единовременные затраты.

Экономическая эффективность может оцениваться в годовом разрезе или же за весь срок службы комплекса. В последнем случае следует учитывать, что одинаковые по величине затраты, осуществляемые в разное время, экономически неравнозначны. В целях сопоставимости разновременных затрат их приводят к одному и тому же моменту времени. Эквивалентирование затрат, называемое дисконтированием, выполняется с помощью коэффициента дисконтирования, рассчитываемого по формуле

$$k_t = (1+E_н)^t, \quad (3.2)$$

если затраты приводятся к конечному моменту, или по формуле

$$k_t = \frac{1}{(1+E_н)^t}, \quad (3.3)$$

если затраты приводятся к начальному моменту.

Суммарные затраты за весь срок T службы комплекса в случае приведения к первому году рассчитываются по формуле

$$C_\Sigma = \sum_{t=1}^{T} C_t(1+E_н)^t, \quad (3.4)$$

где C_t – приведенные затраты в t-м году срока службы комплекса.

В переходный к рынку период расчет суммарных затрат должен проводиться с учетом инфляции для компонентов производственных издержек и фиксированных инвестиций. Такая коррекция расчета не вызывает затруднений при оценке прошедших периодов и совершенно непредсказуема для будущих, так как надежных методов прогнозирования инфляции пока не существует.

Системный критерий. Системное проектирование, как правило, связывают с критерием «эффект – затраты». На стадии проектирования, как известно, отсутствуют реальные показатели эффекта и затрат. Оперируют расчетными величинами в виде системных характеристик стоимости и эффективности. Соответственно критерий представляют как «стоимость – эффективность» (C – W). «Раздвоенность» критерия при единой смысловой цели проектной задачи влечет за собой несколько возможных форм критерия (постановок задачи).

Прежде всего, всегда имеется желание иметь единый критерий, соответствующий единой цели. Возможным комплексным критерием такого рода является отношение C/W (или W/C). Однако этот показатель без фиксации абсолютного значения какой-либо «масштабной» характеристики может привести к ошибочным выводам. Масштабными характеристиками могут быть технический уровень, стоимость или эффективность системы.

Очень убедительная критика комплексного критерия приведена в книге [38], где справедливо отмечается, что неучет абсолютной величины «масштабной» характеристики недопустим. Например, при формировании параметрического ряда ракет ПВО критерием может быть максимальное отношение количества перехваченных целей при типовом налете к затратам, иначе говоря, максимальный предотвращенный ущерб в расчете на единицу затрат. Такой критерий может показаться вполне разумным. Однако ему могут удовлетворять самые разнообразные семейства ракет: от систем с высокой эффективностью и громадной стоимостью до дешевых систем с малой эффективностью. Фактически такой критерий будет одобрять применение морально устаревших существующих ракет. Пусть, например, сравнивается довольно простая система ПВО, которая может перехватывать 50 самолетов и обходиться в пять единиц затрат (отношение 10:1), и сложная система, которая может перехватить 200 самолетов при затратах в 50 единиц (отношение 4:1). При выборе первой системы объект может оказаться незащищенным, несмотря на лучшее значение показателя. Из примера видно, что критерий на основе относительного показателя может привести к принятию неправильных рекомендаций.

Наиболее предпочтительной формой критерия является

$$\min C \text{ при } W = \text{const}, \quad (3.5)$$

что соответствует, как указано в п. 1.5, условию минимума затрат на достижение заданной функциональной эффективности при выполнении системой всего исходного множества целевых задач. При этом предполагается, что уровень системной эффективности, зависящий от важности объектов обороны, определяется на более высоком иерархическом уровне.

3.1.3. Методы системного проектирования ЗУР

Чтобы обосновать функциональную нишу для новой ракеты, следует, как указано выше, решить задачу более высокого уровня. В общем случае эта задача включает в себя исследование трех связанных между собой вопросов:

– рациональная структура семейства ЗУР в системе ПВО (параметрический ряд ракет);

– рациональный облик каждой ракеты семейства;

– распределение ракет семейства по целевым заданиям (целераспределение).

Определяющее влияние на структуру и облик семейства ракет оказывают целевые задания, т.е. средства воздушного нападения и тактика их применения. Поэтому системное проектирование начинается с анализа заданий, с аргументированного обоснования областей функционирования, что достигается на начальном этапе путем агрегирования (группировки) единичных целевых заданий в соответствии с некоторым критерием близости. Каждая обобщенная группа заданий в рамках исходного множества будет характеризоваться однообразием типов и взаимосвязью вошедших в него заданий, а специфика типов выразится в принадлежности их различным подмножествам (группам).

Естественно предположить, что между типажом обобщенных целевых заданий и типажом ЗУР существует определенное соответствие. Это соответствие может реализоваться различными способами. Теоретически допустимо, что вся совокупность целевых заданий обслуживается одним типом ракет, параметрический ряд состоит из одной универсальной многофункциональной ракеты. Другой границей типа ракет является случай, когда каждому целевому заданию соответствует специализированная ракета. При этом, очевидно, параметрический ряд будет очень широким. Реальный параметрический ряд занимает некоторое промежуточное положение, когда один тип ракеты обслуживает несколько типов целевых заданий.

Принципиально возможен и более гибкий подход к формированию параметрического ряда. Такой подход реализуется за счет модульного построения параметрического ряда, когда многофункциональное семейство ракет формируется путем добавления или замены функционально-сменных модулей. Использование апробированных модулей существенно ускоряет процесс проектирования, снижает потребность в трудоемких доводках и испытаниях.

Итак, после агрегирования целевых заданий проектная задача, по существу, сводится к определению соответствия между агрегированными условиями применения и обликами ЗУР. В общем случае это соответствие может быть достигнуто с помощью прямого или обратного методов структурно-параметрического синтеза.

В *прямых методах* синтеза семейства ЗУР определяющими являются факторы внешней среды, которые включают в себя целевые задания, условия функционирования системы ПВО и ряд дополнительных ограничений на ее технические показатели, реализующие связь системы с вышестоящим иерархическим уровнем. При этом решение задачи строится по принципу аналитического отображения параметров задания в проектные параметры системы, что достигается с помощью разнообразных предметно-ориентированных математических моделей, позволяющих определить проектные параметры по данным технического задания. Такой подход широко применяется в практике конструкторских бюро.

При этом решение задачи достигается в несколько стадий. Вначале множество целевых задач, подлежащих выполнению системой, на основе кластерного анализа разделяется на несколько автономных дискретных областей. Предполагается, что каждая такая область должна обслуживаться одним типом ЗРК. В соответствии с конкретной целевой задачей (т.е. по известному техническому заданию) определяется облик ЗУР. Проанализировав все дискретные области заданий, находят семейство специализированных ЗУР, выполняющее всю совокупность целевых задач.

Однако такое семейство нельзя рассматривать в качестве оптимального параметрического ряда, поскольку области целевых задач (зоны функционирования) нельзя считать независимыми. В реальных условиях может оказаться целесообразным пересечение зон функционирования при обслуживании компонентами системы. Например, ракеты большой дальности при каких-то стратегиях противника могут оказаться выгодными для поражения СВН на средних и даже малых дальностях.

Стратегии расширения областей функционирования формируются с помощью комбинаторных алгоритмов. Для каждого нового состава дискретных областей целевых задач находится новый компонент. В качестве допустимых стратегий может рассматриваться диапазон от универсальной стратегии (одна ЗУР для всего исходного множества заданий) до специализированной, при которой каждая компонента применяется только для конкретной дискретной области. Рациональный уровень типизации компонент системы определяется по экстремальному значению критериальной функции «минимум затрат на достижение заданной функциональной эффективности при выполнении системой всего исходного множества целевых заданий».

В основе *обратных методов* лежит статистический анализ обратных связей между средой и системой, т.е. приспособленность системы к выполнению всей совокупности целевых заданий. Решение строится по принципу поиска наиболее рационального соответствия между исследуемым семейством ЗУР переменного состава (компоненты семейства предполагаются известными) и областями функционирования. Рациональность соответствия оценивается по критерию «стоимость – эффективность – технический уровень». Целесообразно, чтобы в число исследуемых ракет наряду с существующими и проектными образцами включались лучшие мировые аналоги. Статистическое сопоставление образцов и аналогов дает возможность выработать рекомендации по обоснованию ТЗ на разработку технических средств, соответствующих лучшим мировым образцам.

Общее описание задач системного проектирования будет односторонним, если его не дополнить еще одним принципиальным положением, связанным с модульностью. Имеется в виду следующее.

Проектирование семейства ракет модульной структуры с одновременным формированием самих модулей весьма заманчиво, но вряд ли целесообразно из-за большой сложности и громоздкости синтеза структур сразу на двух иерархических уровнях. Эти уровни на практике обычно разделяют и задачу решают в две стадии. Взаимосвязь уровней учитывается в некоторой степени за счет того, что результаты решения на уровне типажа ракет являются исходными данными для формирования составных частей. Причем эти данные (исходный типаж) в процессе формирования модулей могут уточняться.

Семейство унифицированных ракет, получаемое в результате решения задачи на первой стадии, наилучшим образом соответствует своему назначению. Каждая из ракет этого семейства без избыточности реализует ТЗ. Введение модулей, общих даже только для части ракет семейства, неизбежно влечет за собой избыточность (по энергетике, массе или другим параметрам), поскольку модуль обязан перекрывать максимальные функциональные потребности в своей группе. Причем избыточный модуль требует корректировки многих параметров ракеты в целом, что также вводит избыточность по сравнению с исходным типажом. С другой стороны, применение базовых и сменно-базовых модулей снижает номенклатуру изделий, повышает серийность производства, упрощает эксплуатацию, а в итоге повышает эффективность ракет. Определение уровня рациональной унификации на основе соизмерения указанных положительных и отрицательных последствий модульности является содержанием второй стадии решения системной задачи.

В качестве обобщения, касающегося методов решения системных задач, отметим следующее. В настоящее время теория системного проектирования ЛА находится в стадии становления. Ввиду сложности и громоздкости чисто теоретические (формализованные) модели пока не находят широкого применения. Критерий «эффективность – стоимость», хотя все более активно и внедряется в проектную практику, однако является недостаточным условием для принятия решения в окончательном виде. Наряду с показателями критерия при сравнении альтернативных вариантов должны учитываться трудно формализуемые, но важные реальные требования, к числу которых относятся:

– перспективность разработки, наличие принципиальных нововведений;

– способность системы к модернизации;

– возможность функционирования не только в расчетных условиях боевого применения, но и при создании противником экстремальных условий, в частности: использования новых средств воздушного нападения, переполнения информационных каналов, использования новых видов помех и др.;

– устойчивость работы системы при длительной эксплуатации, возможность сохранения хотя бы частичной работоспособности при боевом повреждении отдельных элементов;

– возможность использования системы не только для решения поставленной боевой задачи, но и для решения смежных задач и др.

Приведенные соображения, а также исключительно высокая сложность задач системного проектирования ориентируют на приближенные подходы к их решению. Эти подходы строятся преимущественно на основе обратных методов системного проектирования, когда варианты технических решений разрабатываются неформально, а лучшие из них выбираются на основе оценки системной эффективности.

3.2. АЛГОРИТМ ПРИБЛИЖЕННОГО РЕШЕНИЯ ЗАДАЧ СИСТЕМНОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ

Как указано в гл. 1, в настоящее время все более широкое применение находит моделирование сложных реальных процессов, определяющих облик технических средств. Такой подход позволяет обобщить имеющийся опыт и одновременно учесть новые факторы и процессы, что обеспечивает реалистичность проектному результату. Учитывая это, в современной практике технические задания на новую технику формируются преимущественно на основе моделирования.

Математический аппарат, формализующий при моделировании реальный боевой опыт эксплуатации ЗУР, может быть различным. Вероятно, пока рано говорить об оптимальных моделях и методах решения такой задачи. Рациональный путь формирования технического задания представляется в виде трех этапов.

Первый этап решения задачи – формирование альтернативных вариантов ЗУР. Альтернативные варианты – это «поле» возможных решений, экспертный взгляд заказчика и проектировщика на технику будущего.

На этом этапе важную роль играет объективный анализ основных факторов, определяющих облик новой техники. В числе этих факторов: параметры существующих и перспективных СВН и характеристики тактики их боевого применения; структура и сценарии функционирования системы ПВО, технический уровень компонентов системы. На основе анализа технико-экономического уровня существующей системы выявляется целесообразный уровень преемственности в технических средствах и потребные новые разработки.

Формирование альтернативных вариантов – сугубо неформальная стадия, результаты которой зависят от индивидуальных эвристических способ-

ностей идеологов-конструкторов. Опыт и неформальное мышление этих специалистов позволяют отслеживать нововведения в технике, гибко реагировать на тактику противника и выявлять новые схемные и конструкторско-технологические решения.

В настоящее время главные требования к новым ракетам связаны с высокими скоростями современных СВН, их малой заметностью и особенно с массированным применением беспилотных ударных средств. Центр тяжести противовоздушной обороны при этом переносится, во-первых, на недопущение организации массированного налета и, во-вторых, на борьбу с оперативно-тактическими и тактическими баллистическими ракетами и высокоточным оружием массового применения. Основные направления совершенствования ЗУР, подлежащие учету при формировании альтернативных вариантов, изложены в п. 3.5.

Второй этап задачи формирования технического задания – сравнение альтернативных вариантов по результатам моделирования боевых операций. Предусмотреть при моделировании все возможные боевые ситуации, конечно, невозможно. Практика показывает, что для любых технических средств обычно известны типовые сценарии и модели, которые в определенном смысле инвариантны по отношению к различным сложным формам функционирования. Эти модели формируются в результате длительного опыта проектирования и эксплуатации систем аналогичного назначения и выражают главные признаки их совершенства. В зависимости от сложности задачи внутреннего проектирования модели сценариев могут иметь различные уровни агрегирования информации.

С использованием типовых сценариев задача формирования ТЗ представляет собой итеративную процедуру обмена информацией между представителями внешнего и внутреннего проектирования, т.е. между заказчиком и проектировщиком. Исходным являются потребные услуги, формулируемые заказчиком, и определенные технические предложения, вытекающие из последних достижений НТП, формулируемые проектировщиком. Результатом расчета является функциональная эффективность и стоимость системы. В процессе многовариантных итерационных расчетов исходные требования корректируются. Если в ходе этой корректировки находятся варианты системы, соответствующие представлениям заказчика, то их описание ложится в основу окончательного варианта ТЗ, который поступает на стадию внутреннего проектирования. Если же разумное число итераций не дает удовлетворительных результатов, то необходимо либо снижать требования, либо изобретать принципиально новую систему.

Сложность системной задачи, но одновременно и ее достоверность существенно зависят от глубины проработки типового сценария. Как правило, модель сценария предусматривает агрегирование информации

(например, по типажу и параметрам СВН) и выделение наиболее важных факторов, определяющих эффективность исследуемых ЛА. Наиболее существенными признаками современных операций, как показано в предыдущей главе, является массированное многоэшелонное применение СВН, разнообразное противодействие, скрытное применение ударных средств и др. Включение в типовой сценарий набора этапов и совокупности действий по жесткому принципу необходимости позволяет смоделировать некоторую условную модель достаточно высокого уровня, но в то же время лишенную некоторых признаков и компонентов, несущественных с точки зрения исследуемых ЛА, хотя и присутствующих в реальной операции данного уровня. Это позволяет упростить последующий анализ эффективности системы. Возможная модель сценария приведена в п. 3.3.

Функциональная эффективность системы W определяется совокупностью действий $\{A\}$, отражающих функционирование каждой части исследуемой системы, противодействий $\{П\}$ противостоящей стороны и условий операции $\{У\}$, т.е.

$$W = f(\{A\}, \{П\}, \{У\}). \tag{3.6}$$

Непосредственное описание всей совокупности действий в сложной операции затруднительно в связи с их разнообразием и большим числом элементов системы, выполняющих эти действия. Поэтому при расчете выделяют типовые составляющие и для каждой из них разрабатывают типовые математические модели. В общем виде все действия могут быть условно разбиты на элементарные активные действия системы ΔA_i и противодействия $\Delta П_i$, выполняемые на i-м интервале развития операции. Результаты действия и противодействия характеризуются вероятностями W_i, которые определяют состояние S_i, в которое переходит операция в результате выполнения действий. Вероятность такого состояния

$$W_i(S) = W[\Delta A_i \Delta П_i(\Delta A_i), \{У\}_i], \tag{3.7}$$

где $\{У\}_i$ – параметры, характеризующие условия функционирования системы на i-м интервале операции.

При моделировании все действия системы (ракеты) в период операции $T_{оп}$ выполняются в соответствии с *циклограммой* функционирования системы $A(T_{оп})$, которая представляет собой упорядоченную совокупность элементарных действий, различающихся функциональными признаками. Циклограмма является основой сценария.

Очень важно в процессе моделирования боевых операций установить функциональную связь «параметры ЗУР – результат функционирования ЗРК». При этом следует учитывать, что моделирование, как и реальный процесс, отражает случайные события. Единичная реализация мало о чем гово-

рит. Поэтому одной из важных задач моделирования является накопление статистики и ее обработка.

Здесь возможны разнообразные подходы. Перспективным может оказаться представление искомых функциональных связей в виде поверхностей равных уровней (поверхностей безразличия). Такие поверхности позволяют установить ранжировку параметров ЗУР в зависимости от условий и характеристик боевого применения, среди которых характеристики маневра цели, размеры и форма зон поражения и пуска, распределение вероятности поражения цели по зоне поражения и др. Это позволяет определить направления совершенствования характеристик ракет и, следовательно, выработать рекомендации по формированию технического задания. Дифференцированная по отдельным характеристикам обработка статистики особенно полезна для решения задач модернизации ракет, когда улучшение одного-двух параметров ракеты или изменение способа боевого применения могут заметно улучшить эффективность ЗРК.

Другим направлением моделирования является ориентация на интегральную статистическую оценку эффективности каждого альтернативного варианта. Эта оценка, выступая в качестве критерия оптимальности (или основной его составляющей), выделяет наивыгоднейший из числа альтернативных вариант, параметры которого и рассматриваются в качестве основы технического задания. Совершенно очевидно, что область технического задания в этом случае ограничена наперед выбранными альтернативными вариантами.

Более подробно вопросы моделирования боевых операций объектовой ПВО изложены в пп. 3.3. и 3.4 настоящей главы.

Третий этап решения задачи – анализ результатов моделирования и формирование технического задания на основе этого анализа. Исследования данного этапа представляют собой сочетание формализованных и экспертных процедур, выполняемых наиболее квалифицированными проектантами. Первоосновой технического задания, как указано выше, являются непосредственные результаты моделирования (например, лучший по эффективности альтернативный вариант).

Далее оценивается *реализуемость* проекта технического задания. С этой целью по выбранному заданию выполняется аванпроект ракеты, определяются ее облик и проектные параметры, согласовываются все нововведения, касающиеся смежных организаций, на первом месте среди которых разработчики системы управления. Процесс согласования – это технико-экономическая процедура, выявляющая технологическую реализуемость изделия в планируемый отрезок времени и потребное финансирование с учетом всей вновь создаваемой инфраструктуры. В процессе согласования может возникнуть необходимость дополнительного моде-

лирования боевых операций с целью проверки весомости характеристик ракеты и системы, по которым возникают сомнения в реализуемости.

Важная роль на этапе принятия решения отводится *оценке технического уровня* нового изделия. Такая оценка должна касаться всех подсистем ЗУР, разрабатываемых не только в ракетном КБ, но и смежниками. В настоящее время эта функция обычно возлагается на заказчика. Очень важно, чтобы оценка технического уровня выполнялась независимыми экспертами.

Существенно новое техническое задание на ЗУР очень часто определенным образом корректирует общую концепцию построения всей системы, т.е. появляется потребность создания системы нового поколения. Однако более естественным и проще реализуемым является эволюционный путь, при котором новое техническое задание не требует коренной перестройки всех подсистем. При этом система в целом обновляется лишь при значительном накоплении нововведений у ее элементов. Так, по статистике поколение зенитных ракет обновляется примерно через 15 лет, а система ПВО – через 20–25 лет.

3.3. СЦЕНАРИИ И МОДЕЛИ ТИПОВЫХ ОПЕРАЦИЙ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ ЗРК*

В современных условиях на зенитную ракетную оборону возлагается большое число функций. Ее задачей является противовоздушная оборона объектов военно-экономического потенциала страны, крупных административных центров, промышленных районов, соединений надводных кораблей. В сухопутных войсках средства зенитной обороны защищают живую силу и технику от действия тактической авиации и беспилотных ЛА.

Многообразию функций зенитной ракетной обороны, естественно, соответствует и многообразие тактических приемов и сценариев функционирования ЗРК. Однако не каждую боевую ситуацию целесообразно увязывать с выбором проектных параметров ЗРК и ЗУР. Определяющее влияние на выбор параметров ЗУР оказывают сложные, наиболее напряженные операции. Их сравнительно немного; при оценке эффективности обороны они являются типовыми для широкого круга целевых задач. По результатам анализа действий системы ПВО в типовых ситуациях делается заключение об эффективности того или иного решения. Рассматриваемые ниже типовые сценарии ориентированы на задачи объектовой ПВО.

Описание операций принято представлять в виде сценариев и моделей. *Сценарий* – это качественное структурно-функциональное описание операции, а *модель* – формализованное описание, ориентированное на ко-

---

* Разделы 3.3 и 3.4 написаны по материалам канд. техн. наук доц. В.Ф. Вититина.

личественный анализ. Основой современной тактики воздушных операций, как указано в предыдущей главе, является массированное применение СВН. Взаимодействие зенитных комплексов и средств нападения в таких операциях представляет собой случайный процесс, состояния которого дискретно изменяются во времени. Формализованное описание подобных процессов базируется на теории массового обслуживания [34].

При использовании теории массового обслуживания центральное место в описании операций отводится формализации потока заявок и алгоритма их обслуживания. Поток заявок (т.е. поток СВН) в задачах оценки эффективности средств ПВО обычно полагают случайным с *пуассоновским* законом распределения (называемым еще простейшим). Такое допущение можно обосновать следующим.

Во-первых, при оценке эффективности средств ПВО важно не завысить их боевые возможности. А так как к простейшему потоку системы массового обслуживания труднее приспособиться, чем к регулярным потокам, то оценка боевой эффективности для группировок будет проводиться в более сложных условиях. Если и для этих условий боевая эффективность группировки ЗРК окажется достаточной, то это может служить верным признаком того, что для случая регулярного потока целей в налете она будет более эффективной.

Во-вторых, в простейшем потоке временные промежутки между поступлением заявок подчиняются закону Пуассона и при сложении нескольких потоков с любыми законами распределения интервалов между поступающими заявками образуется суммарный поток, который по своим характеристикам с увеличением числа слагаемых приближается к простейшему. При массовых налетах на широком фронте создаются именно такие условия, при которых закон распределения временных характеристик налета близок к пуассоновскому потоку. В самом деле, налет состоит из боевых порядков звеньев, эскадрилий, групп самолетов, образующих волны, эшелоны в общем массированном налете. Однако в зоне действия зенитных ракетных средств ПВО эти боевые порядки расстраиваются, дистанции и интервалы между отдельными самолетами нарушаются. Все это обусловливает случайный характер построения налета, приближающийся по своим характеристикам к пуассоновскому потоку.

Типовая воздушная наступательная операция, по современным представлениям, носит характер массированных и сосредоточенных ударов СВН. Причем в ходе операции может быть несколько массированных ударов с небольшими интервалами по времени. Эти удары обеспечивают:

– подавление сил и средств ПВО;

– нанесение максимального ущерба противостоящей группировке войск или кораблей либо обороняемым объектам;

– авиационную поддержку сухопутных войск или кораблей.

При подготовке и проведении воздушной операции происходит активизация разведывательной деятельности с помощью авиационных систем. В эшелоне прорыва ПВО, по современным взглядам, могут принимать участие до 50–70 самолетов, цель которых – вывести из строя на длительное время средства ПВО в полосе 80–100 км, на глубину до 600 км. В эшелоне сосредоточивается до 200–250 самолетов. Всего в массированном ударе может быть задействовано 2000 и более средств воздушного нападения, включая авиацию, баллистические и крылатые ракеты, ВТО и ДПЛА. В качестве примера рассмотрим два сценария типового налета СВН.

В целях наглядности на рис. 3.1 показана упрощенная схема воздушного налета (первый тип сценария). Предполагается, что в условной типовой операции принимают участие три группы СВН. Группа *1* – ударная группа тактической авиации, оснащенная ракетным ВТО. Группа *2* – группа подавления ПВО охраняемого объекта, состоящая из самолетов-штурмовиков, вооруженных ПРР. Группа *3* – несколько самолетов дальнего радиолокационного обеспечения и постановки помех, барражирующих вблизи грани-

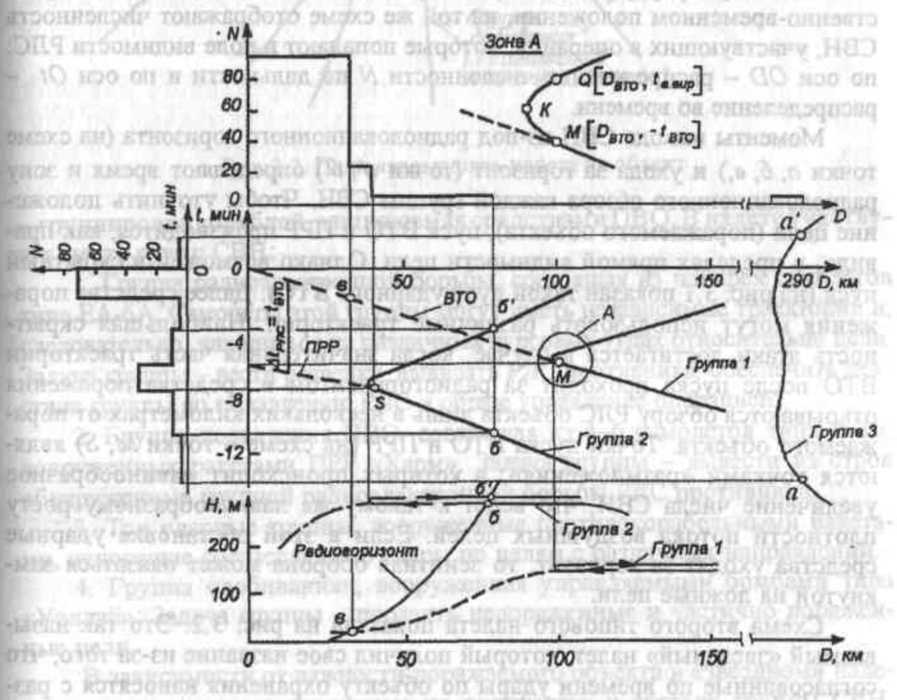


Рис. 3.1. Типовой план налета группировки СВН на объект

цы прямой видимости РЛС объекта. На арене боевой операции, как правило, группа *3* появляется первой, затем группа *2* и завершает операцию группа *1*.

Пространственно-временное моделирование движения СВН ведется в координатах дальность *D*, время *t* и высота полета *H* в двух взаимно связанных плоскостях *DOt* и *DOH*. Плоскость *DOt* отображает положение СВН во времени. За нулевой момент принят момент нанесения удара средствами ВТО по защищаемому объекту. При этом условно считается, что время до удара отрицательное, а после удара положительное. Пространственно-временной график наглядно отражает расположение СВН до и после удара, скорость СВН (угол наклона прямой к оси *OD*), время пребывания СВН в зоне обзора РЛС.

Плоскость *DOH* отображает типовые траектории (эшелоны движения) СВН во взаимосвязи с линией радиогоризонта РЛС обороны. Точки пересечения траекторий с линией радиогоризонта определяют границы зоны обзора и, следовательно, время пребывания СВН в этой зоне.

Используя информацию о траекториях движения СВН и их пространственно-временном положении, на той же схеме отображают численность СВН, участвующих в операции, которые попадают в поле видимости РЛС: по оси *OD* – распределение численности *N* по дальности и по оси *Ot* – распределение во времени.

Моменты выхода СВН из-под радиолокационного горизонта (на схеме точки *а*, *б*, *в*,) и ухода за горизонт (точки *а'*, *б'*) определяют время и зону радиолокационного обзора каждой группы СВН. Чтобы уточнить положение цели (поражаемого объекта), пуск ВТО и ПРР производится, как правило, в пределах прямой видимости цели. Однако возможен и скрытный пуск (на рис. 3.1 показан такой пуск ударного ВТО). Далее средства поражения могут использовать различные траектории. Наибольшая скрытность атаки достигается в случае, когда значительная часть траектории ВТО после пуска проходит за радиогоризонтом и средства поражения открываются обзору РЛС объекта лишь в нескольких километрах от поражаемого объекта. Точки пуска ВТО и ПРР (на схеме – точки *M*, *S*) являются точками «размножения», в которых происходит лавинообразное увеличение числа СВН, что ведет к такому же лавинообразному росту плотности потока воздушных целей. Если в этой обстановке ударные средства уходят за горизонт, то зенитная оборона может оказаться замкнутой на ложные цели.

Схема второго типового налета показана на рис. 3.2. Это так называемый «звездный» налет, который получил свое название из-за того, что согласованные по времени удары по объекту охранения наносятся с разных сторон. На представленной гипотетической схеме объект охранения

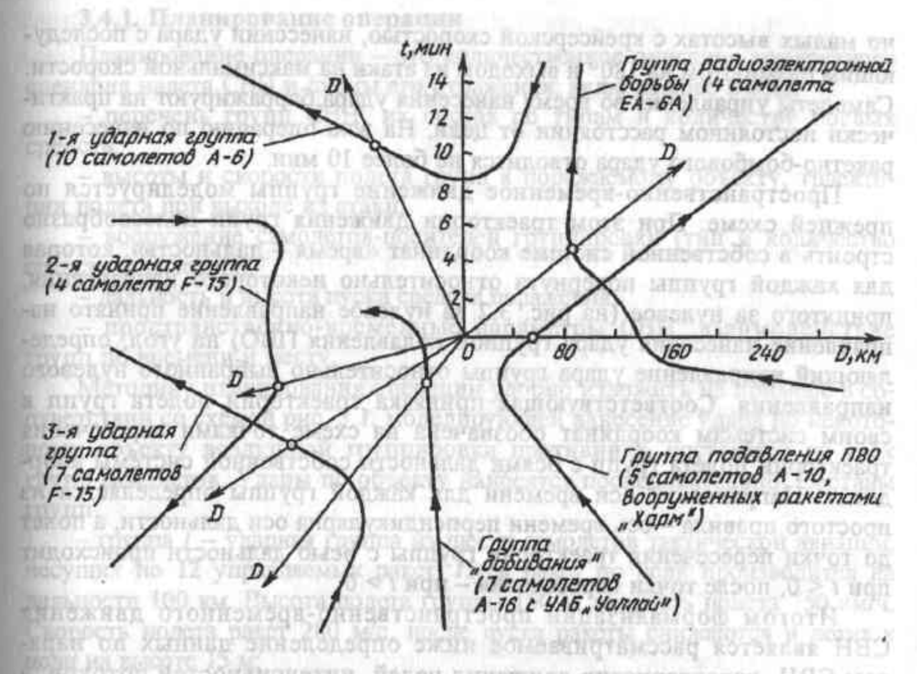


Рис. 3.2. План «звездного» налета на объект

– группировка кораблей, защищаемая средствами ПВО. В налете участвуют шесть групп СВН:

1. Группа радиоэлектронной борьбы, состоящая из четырех самолетов типа EA-6A. Самолеты этой группы могут иметь независимые траектории и, следовательно, находиться на различных курсовых углах относительно цели. Задача группы – вести разведку, выявлять РЛС противника, обеспечить действие группы по подавлению РЛС и общее управление операцией.

2. Группа подавления ПВО, состоящая из 4–6 самолетов типа A-10, вооруженных ракетами ПРР «Харм». Задача группы – вывести из строя обнаруженные группой радиоэлектронной борьбы РЛС противника.

3. Три ударные группы, вооруженные противокорабельными ракетами, наносящие согласованные удары по целям с различных направлений.

4. Группа «добивания», вооруженная управляемыми бомбами типа «Уоллай». Задача группы – поразить непораженные и частично пораженные цели.

В зависимости от важности поражаемого объекта в «звездном» налете могут участвовать различные по количеству и составу группы СВН. Тактика действий самолетов ударных групп состоит в полете на предель-

но малых высотах с крейсерской скоростью, нанесении удара с последующим разворотом на 180° и выходом из атаки на максимальной скорости. Самолеты управления во время нанесения удара барражируют на практически постоянном расстоянии от цели. На всю операцию по нанесению ракетно-бомбового удара отводится не более 10 мин.

Пространственно-временное движение группы моделируется по прежней схеме. При этом траектории движения групп целесообразно строить в собственной системе координат «время – дальность», которая для каждой группы повернута относительно некоторого направления, принятого за нулевое (на рис. 3.2 за нулевое направление принято направление нанесения удара группой подавления ПВО) на угол, определяющий направление удара группы относительно выбранного нулевого направления. Соответствующая привязка траекторий полета групп к своим системам координат обозначена на схеме точками пересечения траекторий полета групп с осями дальности собственной системы координат. Направление оси времени для каждой группы определяется из простого правила – ось времени перпендикулярна оси дальности, а полет до точки пересечения траектории группы с осью дальности происходит при $t < 0$, после точки пересечения – при $t > 0$.

Итогом формализации пространственно-временного движения СВН является рассматриваемое ниже определение данных по нарядам СВН, характеристик движения целей, интенсивностей потоков, а также других параметров, необходимых для оценки эффективности группировки ЗРК по отражению налета.

3.4. ПРИБЛИЖЕННАЯ ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ ОТРАЖЕНИЯ МАССИРОВАННОГО НАЛЕТА СВН

Модель эффективности отражения налета является определяющей при сравнении альтернативных вариантов технических средств обороны. Учитывая неформальный подход к формированию технического задания на новую технику, очень важно, чтобы модель эффективности соответствовала такому подходу, который достигается не столько за счет математической стройности и строгости, сколько за счет физического правдоподобия основных положений и допущений модели. Это положение в нашей методологии является наиглавнейшим.

С использованием типовых сценариев задача оценки эффективности отражения массированного налета расчленяется на две стадии:

1) планирование операции;

2) оценка эффективности группировки ЗРК по отражению налета.

Рассмотрим содержание указанных методик.

3.4.1. Планирование операции

Планирование операции – это количественное описание конкретного сценария налета СВН и схемы его отражения, включающее в себя:

– перечень групп СВН, их состав по типам и количеству боевых средств;

– высоты и скорости полета групп к поражаемому объекту, траектории полета при выходе из атаки;

– вооружение самолетов-носителей группировки (тип и количество средств поражения);

– дальность и высота пуска средств поражения;

– пространственно-временные параметры СВН, взаимодействие групп по времени и месту.

Методику планирования операции удобно изложить на примере в соответствии со схемой рис. 3.1, моделирующей нанесение удара по некоторому объекту воздушной группировки противника, состоящей из трех групп самолетов. Удары по объекту наносятся последовательно. Составы групп:

– группа *1* – ударная группа из шести самолетов тактической авиации, несущих по 12 управляемых ракет. Пуск ракет по цели производится на дальности 100 км. Высота полета группы 150 м, скорость полета 750 км/ч. Скорость полета ракет 280 м/с, после пуска ракеты снижаются и летят к цели на высоте 15 м;

– группа *2* – группа подавления ПВО из четырех самолетов-штурмовиков, вооруженных 24 противорадиолокационными ракетами (ПРР), дальность пуска которых составляет 40 км. Высота полета группы 300 м, скорость полета 750 км/ч. Скорость полета ракет 450 м/с;

– группа *3* – группа управления и постановки помех РЛС из двух самолетов ЕА-6А типа «Авакс». Самолеты группы барражируют на высоте 6 км. Дальность барражирования от цели определяется дальностью ее прямой видимости.

При описании операции будем исходить из предположения, что каждая из взаимодействующих сторон выбирает разумную стратегию поведения. Рассмотрим вначале нападающую сторону.

Построение плана налета воздушной группировки. План налета группировки строится в координатах «дальность – время». За нулевой момент времени принимается момент нанесения удара по объекту группой *1*. Все этапы действия воздушных группировок «привязываются» к этому времени. План удобно формировать по группам СВН, начиная с нулевого момента времени.

Для группы 1 определяющей является точка пуска M управляемых ракет (ВТО). Координатами этой точки очевидно являются $[D_{\text{ВТО}}, t_{\text{ВТО}}]$ (см.рис. 3.1.). Здесь $D_{\text{ВТО}}$ – дальность пуска ВТО, а

$$t_{\text{ВТО}} = D_{\text{ВТО}}/V_{\text{ВТО}}, \quad (3.8)$$

где $V_{\text{ВТО}}$ – средняя скорость полета ВТО до цели.

Примем, что до точки пуска носители ВТО летят с постоянной скоростью $V_{\text{н.ВТО}}$. Следовательно, на графике их траектория будет отражаться прямой линией, проходящей через точку пуска M. После пуска ВТО самолеты-носители совершают разворот (вираж) и уходят от цели на максимальной скорости. Минимальный угол разворота самолетов-носителей после пуска управляемого оружия, соответствующий наискорейшему уходу из зоны цели, будет определяться формулой

$$\varphi = 2\,\mathrm{arctg}\,(D_{\text{ВТО}}/R), \quad (3.9)$$

где R – радиус разворота носителей: $R = V^2_{\text{н.ВТО}}/(n\,g)$; n – перегрузка носителей при развороте.

Время, затрачиваемое носителями на разворот,

$$t_{\text{вир}} = \frac{\varphi R}{V_{\text{н.ВТО}}} = \frac{\varphi V_{\text{н.ВТО}}}{n\,g}. \quad (3.10)$$

Зная φ и $t_{\text{вир}}$, нетрудно найти положение группы носителей в конце разворота (на рис. 3.1 точка Q). Координаты этой точки $[D_{\text{ВТО}}, t_{\text{в.вир}}]$, где $t_{\text{в.вир}} = t_{\text{вир}} - t_{\text{ВТО}}$ – время выхода из виража. После выхода из виража носители уходят от объекта нападения по прямой с максимальной скоростью. Соответственно их траектория будет отображаться на графике прямой линией, исходящей из точки Q. При дальнейшем построении траектории полета группы носителей учтем, что минимальная дальность до цели будет в момент времени

$$t = 0{,}5\, t_{\text{вир}} - t_{\text{ВТО}}, \quad (3.11)$$

а сама минимальная дальность $D_{\min}$ определяется формулой

$$D_{\min} = \sqrt{R^2 + D^2_{\text{ВТО}}} - R. \quad (3.12)$$

Нанесем далее на график (рис. 3.1) точку K с координатами $[D_{\min}, t]$ и проведем через точки M, K, и Q кривую, касательную к ветвям графика в точках M и Q. Траектория полета ударной группы в координатах «время – дальность» построена.

Для группы 2 траектория полета строится аналогично. Однако надо учитывать, что подавление радиолокационных средств (РЛС) противника, должно предшествовать нанесению удара средствами ВТО со сдвигом по оси времени на величину $\Delta t_{\text{РЛС}} = t_{\text{ВТО}}$ (см. рис. 3.1). При построении траектории полета группы время полета ПРР до цели определяется формулой

$$t_{\text{ПРР}} = D_{\text{ПРР}}/V_{\text{ПРР}}, \quad (3.13)$$

где $D_{\text{ПРР}}$, $V_{\text{ПРР}}$ – дальность пуска и скорость ПРР.

Для группы 3 при формировании траектории движения следует ориентироваться на решаемые задачи. Основные задачи этой группы:

– собрать и проанализировать дополнительную информацию о боевой обстановке в районе объекта нанесения удара, выдать ее первой и второй группам;

– собрать информацию о результатах нанесенного удара;

– обеспечить радиолокационное прикрытие самолетам ударных групп (выявить расположение РЛС и их частоты, поставить активные помехи и т.д.).

Для выполнения этих задач самолеты третьей группы вынуждены некоторое время барражировать в районе цели на дальностях, обеспечивающих их относительную безопасность. Удаление зон барражирования от подавляемых зенитных комплексов определяется максимальной дальностью стрельбы ЗУР. Примем, что время барражирования на траектории наблюдения и управления начинается за $\Delta t_{\text{упр}}$ мин до момента пуска ПРР группой подавления РЛС ПВО объекта (на рис. 3.1 $\Delta t_{\text{упр}} = 3$ мин) и заканчивается через $\Delta t_{\text{сбор.инф}}$ мин после нанесения удара основной группой (на рис. 3.1 $\Delta t_{\text{сбор.инф.}} = 2$ мин). Следовательно, общее время барражирования группы будет определяться формулой

$$t_{\text{бар}} = \Delta t_{\text{упр}} + \Delta t_{\text{сбор.инф}} + t_{\text{ВТО}} + t_{\text{ПРР}} + t_{\text{н.ПРР}}. \quad (3.14)$$

Точка начала барражирования группы управления и постановки помех будет иметь координаты $[D_{\text{бар}}, -(\Delta t_{\text{упр}} + t_{\text{ПРР}} + t_{\text{ВТО}} + t_{\text{н.ПРР}})]$, а точка выхода из режима барражирования – координаты $[D_{\text{бар}}, \Delta t_{\text{сбор.инф}}]$. Определив точки входа и выхода для режима барражирования, легко построить ветви траектории полета до точки входа в режим и после точки выхода из режима. Во время барражирования самолеты группы держатся на дистанции $D_{\text{бар}}$. Соединив ветви траектории плавной кривой, касательной к ветвям, получим траекторию полета группы в координатах «время – дальность». Увязанные во времени траектории движения всех групп представляют собой план налета группировки на объект (см. рис. 3.1). Если на плане налета группировки отметить точки выхода групп из-под

линии радиогоризонта и точки пуска управляемых средств поражения, то можно построить графики функций: $N = N(D)$ – число средств воздушного нападения, которые могут находиться в зоне видимости РЛС объекта, в функции дальности и $N = N(t)$ – число средств воздушного нападения (также в зоне видимости) в функции времени. Схема построения графиков ясна из рис. 3.1. и 3.3.

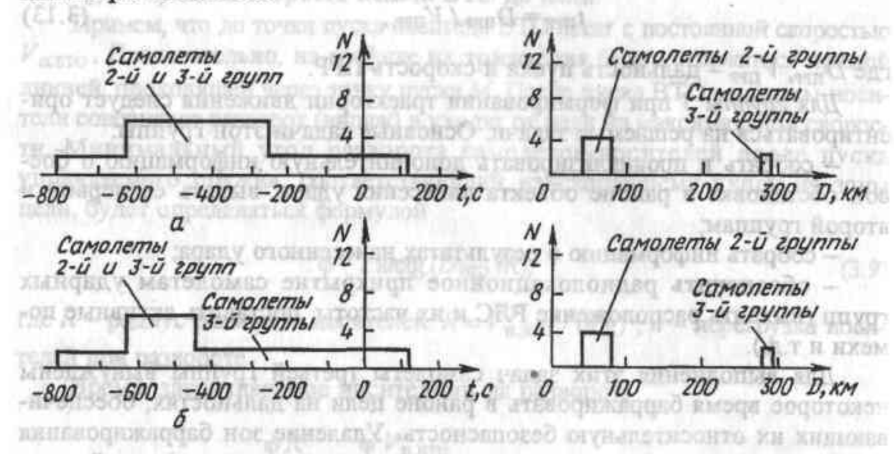


Рис. 3.3. Пространственно-временные параметры пилотируемых средств, участвующих в налете:

а – случай обстрела самолетов-носителей до и после пуска ПРР; *б* – случай обстрела самолетов-носителей только до пуска ПРР

Задача обороняющейся стороны состоит в отражении налета и сохранении обороняемого объекта. Естественно предположить, что в первую очередь необходимо поразить наиболее важные цели, к которым относятся самолеты-носители управляемого ракетного оружия ударных групп, самолеты подавления средств ПВО, а также самолеты разведки управления и радиоэлектронной борьбы. В том случае, если система ПВО не может поразить самолеты-носители до пуска ими управляемого оружия, она вынуждена работать на два фронта: по самолетам и ракетам. Если же система ПВО объекта в состоянии отразить атаку самолетов-носителей до пуска ими управляемых средств поражения, то задача по обороне объекта будет решена и отпадает необходимость стрельбы по управляемым средствам поражения. Следовательно, общую задачу обороны объекта можно представить как совокупность нескольких частных задач. Рассмотрим эти задачи.

Отражение налета самолетов-носителей ракетного оружия. Задача системы ПВО объекта – не допустить запуск ракетного оружия с

самолетов-носителей. Определим условия, в которых приходится решать данную задачу.

Налет воздушной группировки на объект происходит в режиме скрытности, т.е. на малых высотах под линией радиогоризонта. Это приводит к тому, что РЛС обнаруживают налет только тогда, когда самолеты группировки выходят из-под линии радиогоризонта. Известно, что дальность прямой видимости РЛС $D_{\text{РЛС}}$ определяется приведенными в гл. 2 зависимостями (2.1), (2.2). Если осреднить рефракцию и перейти к единому выражению всех величин в километрах, дальность $D_{\text{РЛС}}$ будет

$$D_{\text{РЛС}} = 113\,(\sqrt{H} + \sqrt{h}\,), \tag{3.15}$$

где H и h – высота полета цели и высота антенны РЛС, км.

Пусть высота полета ударной группы (группы *1*) $H_{\text{гр.1}}$ выбирается противником с таким условием, чтобы пуск управляемых средств поражения происходил из-под линии радиогоризонта, следовательно, она должна удовлетворять условию

$$H_{\text{гр.1}} \le \left[\frac{D_{\text{ВТО}}}{113} - \sqrt{h}\right]^2. \tag{3.16}$$

Траектория полета группы подавления РЛС (группы *2*) также проходит под линией визирования, и, только получив информацию от группы управления и постановки помех (группы *3*), группа набирает высоту, выходит из-под радиогоризонта и производит пуск ракет. Таким образом, только группа управления и постановки помех во время налета находится над линией радиогоризонта, так как это определяется ее функциональными задачами. Высота полета (барражирования) группы *3* должна удовлетворять условию

$$H_{\text{гр.3}} \ge \left[\frac{D_{\text{бар}}}{113}\right]^2. \tag{3.17}$$

С учетом сделанных замечаний перейдем к определению интенсивности потока воздушных целей (на примере группы *2*).

По заданной высоте полета группы *2* определяем дальность ее прямой видимости:

$$D_{\text{пр.в.гр2}} = 113\,(\sqrt{H_{\text{гр.2}}} + \sqrt{h}\,)\,. \tag{3.18}$$

Отмечаем на оси OD графика «время – дальность» точку с координатами $[D_{\text{пр.в.гр.2}},\ 0]$, проводим через нее линию, параллельную оси времени Ot. Точки пересечения линии с ветвями траектории группы *2* (точки *б*

и $б'$ на рис. 3.1) определяют моменты времени выхода группы из-под линии радиогоризонта $t_{\min\ гр.2}$ и ухода ее за радиогоризонт $t_{\max\ гр.2}$, а также время пребывания группы в зоне прямой радиолокационной видимости

$$t_{гр.2} = t_{\max\ гр.2} - t_{\min\ гр.2}\,. \qquad (3.19)$$

Проведя через крайнюю левую точку траектории группы *2* линию, параллельную оси времени, найдем минимальное расстояние $D_{\min\ гр.2}$ от объекта до группы *2* и диапазон изменения дальностей:

$$\Delta D_{гр.2} = D_{пр.в.гр.2} - D_{\min\ гр.2}\,. \qquad (3.20)$$

Изложенный порядок расчета пространственно-временных параметров проиллюстрируем для носителей ПРР (группа *2*).

Исходные параметры:

Число самолетов в группе, N 2
Высота полета группы, H . . . . 300 м
Скорость полета группы, $V_{н.ПРР}$ . . . . 208 м/с
Радиус виража носителей, R . . . . 1500 м
Дальность пуска ПРР, $D_{ПРР}$ . . . . 40000 м
Скорость полета ПРР, $V_{ПРР}$ . . . . 450 м/с
Дальность пуска ракет ударной группы 1, $D_{ВТО}$ . . . . 100000 м
Скорость полета ракет ударной группы, $V_{ВТО}$ . . . . . . 280 м/с
Высота антенны РЛС обнаружения, h . . . . 20 м.

При заданных параметрах дальность прямой видимости группы носителей (точка *б* на рис. 3.1) согласно формуле (3.15) будет

$$D_{пр.в.гр.2} = 113\ (\sqrt{H} + \sqrt{h}\ ) = 113\ (\ \sqrt{0{,}3}\ + \sqrt{0{,}02}\ \ ) = 77{,}9\ км\,.$$

Минимальная дальность группы с учетом виража носителей после пуска ПРР определяется по формуле (3.12)

$$D_{\min\ \ гр.2} = \sqrt{R^2 + D_{прр}^2} - R = \sqrt{1{,}5^2 + 40^2} - 1{,}5 \approx 38{,}5\ км\,.$$

Диапазон дальностей «видимого» полета группы очевидно составляет

$$\Delta D_{гр.\ 2} = D_{пр.в.гр.\ 2} - D_{\min\ гр.2} = 77{,}9 - 38{,}5 = 39{,}4\ км\,.$$

При расчете временных параметров следует учитывать, что применение ПРР должно предшествовать нанесению удара средствами ВТО группы *1* со сдвигом по оси времени на величину $t_{ВТО} = D_{ВТО}/V_{ВТО}$. С учетом

этого сдвига время входа группы *2* в зону видимости (точка *б* на рис. 3.1) будет

$$t_{\min\ гр.2} = -\left(t_{ВТО} + t_{ПРР} + t_{н.ПРР}\right) =$$

$$= -\left(\frac{D_{ВТО}}{V_{ВТО}} + \frac{D_{ПРР}}{V_{ПРР}} + \frac{D_{пр.в.гр.2} - D_{ПРР}}{V_{н.ПРР}}\right) =$$

$$= -\left(\frac{100000}{280} + \frac{40000}{450} + \frac{77900 - 40000}{208}\right) = -628\ с\,.$$

Время нахождения группы *2* в зоне видимости без учета времени на разворот, как следует из рис. 3.1, будет

$$t_{гр.2} = \frac{2\,\Delta D_{гр.2}}{V_{н.\ ПРР}} = \frac{2 \cdot 39400}{208} = 379\ с\,.$$

Два последних параметра в соответствии с формулой (3.19) определяют время выхода группы из зоны видимости (точка *б'* на рис. 3.1):

$$t_{\max\ гр.2} = t_{\min\ гр.2} - t_{гр2} = -628 + 379 = -249\ с\,.$$

Проведя подобные построения для всех групп, принимающих участие в налете, мы найдем для каждой группы время пребывания в зоне видимости, времена выхода из-под радиогоризонта и времена ухода за радиогоризонт, а также границы по дальности. Полученные результаты – пространственно-временные параметры пилотируемых средств, участвующих в налете, сведены в табл .3.1. Рассчитанные выше параметры группы *2* отражены во второй строке таблицы.

Таблица 3.1

№ групп-пы	Число в групп-пе СВН N	Дальность прямой видимости группы $D_{пр.в.гр.i}$, км	Минимальная дальность группы $D_{\min гр.i}$, км	Время входа группы в зону видимости $t_{\min\ гр.i}$, с	Время выхода группы из зоны видимости $t_{\max\ гр.i}$, с	Диапазон дальностей группы $\Delta D_{гр.i}$, км	Время нахождения в зоне видимости $t_{гр.i}$, с	Курсовой угол подхода группы $\varphi_{гр.i}$
1	6	–	–	–	–	–	–	
2	4	77,9	38,5	–628	–249	39,4	379	0,0
3	2	290,0	280,0	–808	120	10	928	

По данным, содержащимся в табл. 3.1, строятся графики «Максимально возможное число самолетов в функции времени» и «Максимально возможное число самолетов в функции дальности» (рис. 3.3, *а*).

Заметим, что при анализе группы *2* предполагалось, что носители ПРР могут поражаться в течение всего «видимого» полета, т.е. в течение 379 с. Однако более обоснованным является требование поражения носителей ПРР до момента пуска ракет, поскольку стрельба по самолетам после пуска ПРР, помимо снижения эффективности ПВО объекта, отвлекает силы и средства обороны от выполнения главной задачи – уничтожения носителей ВТО.

Для этого, более тяжелого для обороны, случая очевидно, что

$$D_{\min\ гр.2} = D_{ППР} = 40\ км,$$

а время для поражения носителей ПРР (от момента обнаружения до момента пуска ракет) будет

$$t_{гр.2} = \frac{D_{пр.в.гр.2} - D_{ППР}}{V_{н.ППР}} = \frac{77900 - 40000}{208} = 182\ с.$$

Полный перечень пространственно-временных пилотируемых средств, участвующих в налете, для рассматриваемого случая приведен в табл. 3.2 и на рис. 3.3, *б*.

Таблица 3.2

№	N	$D_{пр.в.гр.i}$, км	$D_{\min гр.i}$, км	$t_{\min.гр.i}$, с	$t_{\max\ гр.i}$, с	$\Delta D_{гр.i}$, км	$t_{гр.i}$, с	$\varphi_{гр.i}$
1	6	–	–	–	–	–	–	–
2	4	77,9	40,0	–628	–446	37,9	182	0,0
3	2	290,0	280,0	–808	120	10	928	

Из сравнения значений времен, отводимых на обстрел группы подавления ПВО, следует, что при стрельбе на предотвращение запуска ПРР отводится времени в два с лишним раза меньше (182 с), чем при стрельбе на уничтожение самолетов-носителей (379 с). Если же высота полета группы равняется $H = 150$ м, то для предотвращения запуска ПРР отводится только 94 с. Таким образом, на обнаружение группы, принятие решения на обстрел, пуск и полет ЗУР к целям отводится в этом случае не более полутора минут. Следует заметить, что и это время в реальных условиях может оказаться завышенным, так как на боевые возможности ЗРК влияют свойства окружающей его местности. От рельефа

местности зависят зоны видимости РЛС низколетящих целей и, следовательно, реализуемые границы зон поражения ЗРК.

Отметим, что если какая-либо группа самолетов во время налета все время находится под линией радиогоризонта, т.е. она невидима для РЛС во все время налета (в нашем примере группа *1*), то она исключается из расчета и для нее во всех столбцах таблицы ставятся прочерки. Последняя колонка таблицы содержит значение курсового угла группы, который отсчитывается, например, от направления «север–юг», против часовой стрелки. Наличие различных курсовых углов групп вызывает дополнительные трудности для ПВО объекта при организации отражения налета. В примерах будем полагать, что курсовые углы групп равны нулю.

Отражение налета управляемого ракетного оружия (ВТО). Расчет пространственно-временных параметров управляемого ракетного оружия, носителями которого являются самолеты различных групп, проводится аналогично предыдущему. Результаты расчета приведены в табл. 3.3 и на рис. 3.4, *а*. Расчеты проводились при $D_{\min\ гр.i} = 0$, что соответствует случаю, когда дальность до ближней границы зоны поражения ЗРК равна нулю.

Таблица 3.3

№	N	$D_{пр.в.гр.i}$, км	$D_{\min.гр.i}$, км	$t_{\min.гр.i}$, с	$t_{\max\ гр.i}$, с	$\Delta D_{гр.i}$, км	$t_{гр.i}$, с	$\varphi_{гр.i}$
1	72	32	0,0	–114	0,0	32	114	0,0
2	24	40	0,0	–446	–357	40	89	0,0

При формировании табл. 3.3 следует учитывать особенности, характерные для управляемого ракетного оружия:

1) время выхода группы из зоны видимости определяется по моменту достижения группой ракет цели;

2) дальность прямой видимости группы ракет равна дальности пуска, если самолеты-носители ракет в момент пуска находятся над радиолокационным горизонтом, в противном случае расчет дальности проводится по методике, изложенной выше;

3) время входа группы ракет в зону видимости равно времени запуска ракет, если самолеты-носители ракет находятся в момент пуска над радиолокационным горизонтом, в противном случае – расчет по методике, изложенной выше;

4) если группа ракет совершает маневр с «подныриванием» под радиолокационный горизонт, то учесть маневр можно введением дополнительных строк для группы. В каждой строке группы рассчитываются параметры группы по участкам радиолокационной видимости.

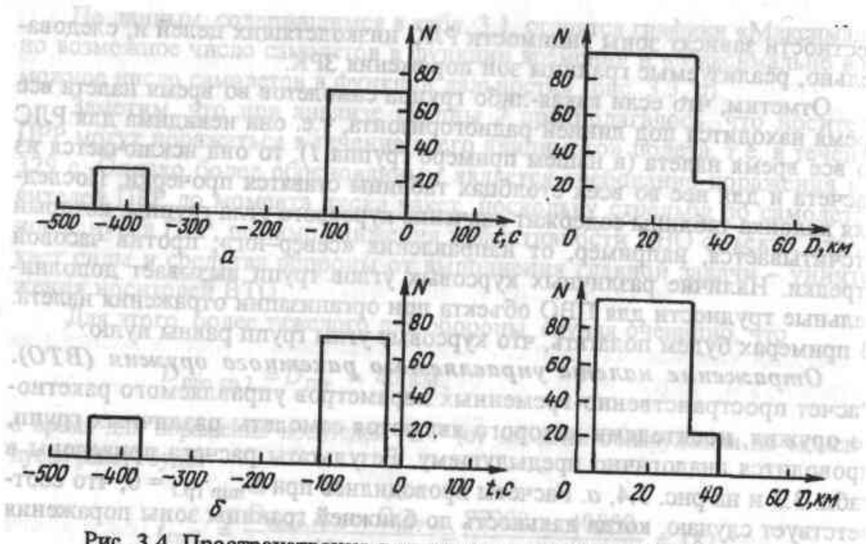


Рис. 3.4. Пространственно-временные параметры управляемого ракетного оружия, используемого в налете:

а – случай $D_{\min\ гр.i} = 0$;
б – случай $D_{\min\ гр.i} > 0$

По данным табл. 3.3 строятся графики «Максимально возможное число управляемых ракет, находящихся в зоне видимости РЛС, в функции времени» и «Максимально возможное число управляемых ракет, находящихся в зоне видимости РЛС, в функции дальности» (рис. 3.4, *а*).

Если под $D_{\min\ гр.i}$ понимать дальность до ближнего рубежа обороны, т.е. минимальную дальность допустимого проникновения средств воздушного нападения к объекту, то можно определить максимально жесткие требования к системе ПВО объекта при действии по управляемому ракетному оружию. Так, например, положив $D_{\min\ гр.i}$ = 5 км (случай $D_{\min\ гр.i} > 0$) и проведя соответствующие расчеты, получим следующие результаты (табл. 3.4 и рис. 3.4, *б*).

Таблица 3.4

№	N	$D_{пр.в.гр.i}$, км	$D_{\min\ гр.i}$, км	$t_{\min\ гр.i}$, с	$t_{\max\ гр.i}$, с	$\Delta D_{гр.i}$, км	$t_{гр.i}$, с	$\varphi_{гр.i}$
1	72	32	5,0	–114	–18,0	27.0	96	0,0
2	24	40	5,0	–446	–369	35	77	0,0

Из сравнения данных табл. 3.3 и 3.4 можно сделать вывод, что наличие ближней границы зоны поражения ЗРК или наличие ближнего рубежа может существенно влиять как на диапазон дальностей обстрела, так и на время, отводимое для отражения атаки. Следовательно, для расширения возможностей ПВО необходимо стремиться к уменьшению дальности до ближней границы зенитных комплексов.

Отражение налета средств воздушного нападения. После проведения раздельного анализа для самолетов воздушной группировки и управляемого ракетного оружия строятся суммарные графики «Максимально возможное число воздушных средств нападения, находящихся в зоне видимости РЛС, в функции времени» и «Максимально возможное число тех же воздушных средств нападения в функции дальности» (рис. 3.5, *а*).

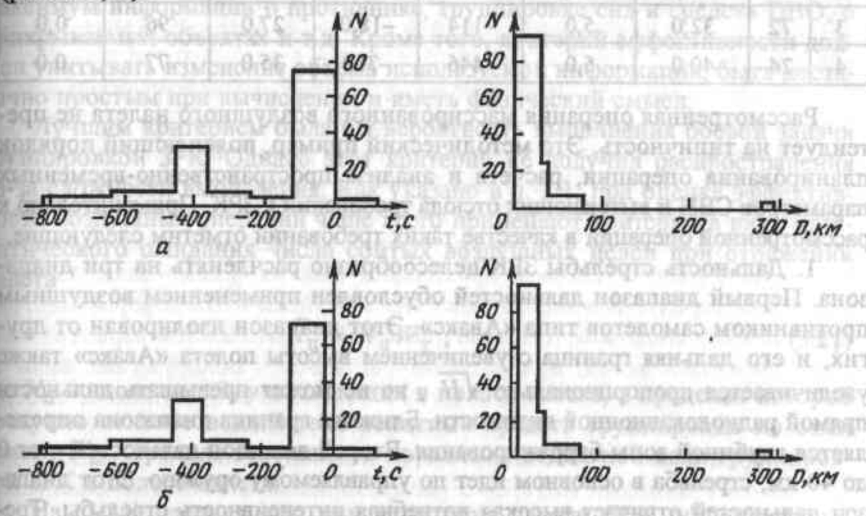


Рис. 3.5. Пространственно-временные параметры СВН, используемых в налете (суммарные зависимости):

а – случай $D_{\min\ гр.i} = 0$;
б – случай $D_{\min\ гр.i}$ = 5 км

Из анализа наиболее тяжелых случаев при отражении атаки самолетов и управляемых средств поражения можно определить максимально жесткие требования к системе ПВО объекта при отражении воздушного нападения (рис. 3.5, *б*). В рассматриваемом примере наиболее тяжелый случай для ПВО объекта соответствует следующим условиям:

– наличие ближнего рубежа обороны для управляемых средств поражения ($D_{\min\ гр.i}$ = 5 км), что ведет к сокращению времени для отражения налета;

– обстреливание самолетов-носителей на всем интервале времени их видимости, что ставит перед ПВО объекта задачу селекции целей по степени их важности на каждом этапе отражения воздушного налета.

Данные расчетов пространственно-временных параметров средств воздушного нападения, используемых в налете по самолетам группировки и ракетному оружию, приведены в результирующей табл. 3.5.

Таблица 3.5

№	N	$D_{\text{пр.в.гр.}i}$, км	$D_{\min\,\text{гр.}i}$, км	$t_{\min\,\text{гр.}i}$, с	$t_{\max\,\text{гр.}i}$, с	$\Delta D_{\text{гр.}i}$, км	$t_{\text{гр.}i}$, с	$\varphi_{\text{гр.}i}$
1	4	77,9	40,0	–628	–249	37,9	379	0,0
2	2	290,0	280,0	–808	120	10,0	928	–
3	72	32,0	5,0	–114	–18,0	27,0	96	0,0
4	24	40,0	5,0	–446	–369	35,0	77	0,0

Рассмотренная операция массированного воздушного налета не претендует на типичность. Это методический пример, поясняющий порядок планирования операции, расчета и анализа пространственно-временных параметров СВН и вытекающих отсюда требований к ЗРК. Применительно к рассмотренной операции в качестве таких требований отметим следующие.

1. Дальность стрельбы ЗРК целесообразно расчленять на три диапазона. Первый диапазон дальностей обусловлен применением воздушным противником самолетов типа «Авакс». Этот диапазон изолирован от других, и его дальняя граница с увеличением высоты полета «Авакс» также увеличивается пропорционально $\sqrt{H}$, но не может превышать дальности прямой радиолокационной видимости. Ближняя граница диапазона определяется глубиной зоны барражирования. Второй диапазон дальностей – от 0 до 40 км, стрельба в основном идет по управляемому оружию. Этот диапазон дальностей отличает высокая потребная интенсивность стрельбы. Третий диапазон – промежуточные дальности (больше 40 км). Здесь стрельба ведется преимущественно по самолетам-носителям. Этот диапазон дальностей отличает пониженная потребная интенсивность стрельбы в сравнении с предыдущим.

2. Отличительной особенностью первого диапазона стрельбы является возможность обстреливания целей (типа «Авакс») практически на протяжении всего налета. Время же, отводимое для обстрела целей на других диапазонах, в значительной мере определяется высотой полета и дальностью пуска ракет. Как показано выше, увеличение дальности пуска ракет ударной группы с 40 до 100 км и уменьшение высоты полета группы с 300 до 150 м позволило скрыть группу удара и вывести ее из-под огня.

3. Максимальная потребная интенсивность обстрела целей растет с уменьшением дальности стрельбы.

Отметим, что выше рассматривался упрощенный вариант налета с последовательными ударами. В реальных условиях следует ожидать на-

несения параллельных (совмещенных) ударов различных групп, что приводит к увеличению плотности налета и, как следствие, к ужесточению требований к системе ПВО объекта.

3.4.2. Оценка эффективности группировки ЗРК по отражению налета

Для оценки эффективности отражения массированного воздушного налета и сравнения различных вариантов группировок необходимо ввести численный показатель – критерий эффективности. Он должен включать максимум информации о противнике, группировке сил и средств ПВО, о прикрываемых объектах и т.д. Кроме того, критерий эффективности должен учитывать изменение объема используемой информации, быть достаточно простым при вычислении и иметь физический смысл.

Лучшим критерием была бы вероятность выполнения боевой задачи группировкой ЗРК. Однако этот критерий не получил распространения из-за сложности вычисления. Как указано в п. 3.1, при оценке эффективности воздушных операций чаще всего применяют критерий в виде математического ожидания числа сбитых воздушных целей при отражении налета

$$\bar{N}_{\text{ц}} = N_{\text{ц}} W_{\Sigma}\,, \tag{3.21}$$

где $N_{\text{ц}}$ – число целей, участвующих в полосе налета, в пределах которой доступно огневое воздействие зенитных средств группировки по этим целям; W_{Σ} – средняя вероятность поражения отдельной цели группировкой ЗРК в полосе налета.

Из (3.21) следует, что при известном наряде СВН эффективность отражения налета определяется всего одним параметром – средним значением вероятности поражения цели группировкой ЗРК. Поскольку случайный процесс поражения цели имеет место лишь при совместном проявлении независимых последовательно происходящих случайных событий обнаружения цели, ее обслуживания (обстрела) и собственно поражения, то согласно законам теории вероятностей

$$W_{\Sigma} = P_{\text{обн}}\, P_{\text{об}}\, W_m\,, \tag{3.22}$$

где $P_{\text{обн}}$ – вероятность обнаружения цели до рубежа, когда комплекс еще в состоянии обстрелять цель; $P_{\text{об}}$ – вероятность обстрела цели при отражении налета; W_m – вероятность поражения цели m ракетами при условии ее обстрела одним ЗРК группировки.

Рассмотрим составляющие средней вероятности W_{Σ}.

Вероятность обнаружения цели $P_{обн}$. При отсутствии статистических данных дальность действия РЛС ЗРК определяется из основного уравнения радиолокации

$$D_{РЛС} = \sqrt[4]{\frac{P_и G \lambda^2 \sigma}{(4\pi)^3 P_п}}\ , \tag{3.23}$$

где $P_п$ – чувствительность приемника, Вт; G – коэффициент усиления приемопередающей антенны; λ – длина волны, м; σ – эффективная отражающая поверхность цели, м^2; $P_и$ – импульсная мощность передатчика, Вт.

В реальных условиях значение дальности обнаружения цели может сильно отличаться от величины, рассчитываемой по формуле (3.23). Поэтому такой подход используется для ориентировочной оценки дальности обнаружения целей, когда нет других источников для получения более точных оценок ожидаемой дальности обнаружения. В реальных расчетах необходимо учитывать существенную нестабильность физических условий, проявляющуюся во флюктуации параметров, характеризующих состояние РЛС ЗРК, цели и атмосферы. Поэтому при расчете ожидаемой дальности действия применяется вероятностно-статистический метод, при котором успешность обнаружения цели на той или иной дальности оценивается с помощью статистически обоснованной вероятности получения указанной дальности.

Современные ЗРК оснащаются многофункциональными радиолокационными станциями (МРЛС) с фазированными антенными решетками (ФАР). Применение ФАР с электронным управлением лучом антенны позволяет производить обзор пространства в любой последовательности, зондировать отдельные направления сколь угодно долго или не зондировать вообще. Луч антенны может быть ориентирован в любую точку зоны обзора практически мгновенно. Это позволяет организовать гибкие способы поиска и увеличить спектр сопровождения целей. Рассмотрение процесса функционирования МРЛС базируется на представлении ее в виде системы массового обслуживания, а вероятность обнаружения цели рассматривается как вероятность обслуживания заявки. Вопросы, связанные с функционированием МРЛС, излагаются в специальных курсах. Здесь же мы рассмотрим более простые модели, позволяющие оценить вероятность обнаружения цели лишь в первом приближении.

Процесс радиолокационного поиска и обнаружения воздушных целей можно представить в виде трех последовательных этапов:

1) поиск цели в зоне ответственности РЛС;

2) обнаружение отраженных от цели сигналов на фоне шума, активных или пассивных помех, оцениваемое мгновенной вероятностью обнаружения цели;

3) накопление информации о траектории полета цели по совокупности отраженных сигналов и определение накапливающейся вероятности обнаружения цели.

Поиск целей. Любая РЛС имеет зону ответственности, ограниченную по углам и дальности. Цели, пересекающие зону ответственности, должны быть обнаружены и взяты на сопровождение. Для этого необходимо произвести радиолокационный поиск, который заключается в обследовании воздушного пространства в зоне ответственности РЛС с тем, чтобы обеспечить радиолокационный контакт с воздушными объектами. Для этого осуществляется обзор зоны (сектора) ответственности по угловым координатам (азимуту и углу места) и дальности. Различают два основных метода обследования пространства в процессе поиска целей:

– непрерывное по времени обследование;

– обследование, состоящее из ряда отдельных мгновенных актов.

Метод обследования определяется конструктивными особенностями РЛС и способами их использования. Под непрерывным обследованием понимают такое обследование, при котором РЛС фиксирует свой «взгляд» на некоторой части пространства. Если РЛС направленного действия используются для обследования пространства в пределах некоторого сектора ответственности, угловые размеры которого значительно превышают ширину диаграммы направленности луча РЛС, то такое обследование рассматривают как наблюдение, состоящее из ряда мгновенных актов. Промежутки времени, через которые производятся мгновенные акты наблюдения, зависят от угловых размеров сектора ответственности РЛС и угловой скорости сканирования.

Мгновенная вероятность обнаружения цели. Если обследование состоит из отдельных актов, то критерием оценки эффективности РЛС при поиске цели является мгновенная (элементарная) вероятность $w_{обн}(n)$ обнаружения цели на данной дальности путем одного мгновенного наблюдения.

Если в процессе поиска осуществляется непрерывное обследование, то критерием для оценки средств наблюдения является интенсивность (мгновенная плотность вероятности) числа обнаружений $q_{обн}(t)$.

Введенные выше оценки эффективности обследования пространства при поиске цели определяются по формулам

$$w_{обн}(n) = 1/\bar{n}\ ; \quad q_{обн}(t) = 1/\bar{t}\ , \tag{3.24}$$

где $\bar{n}$ – математическое ожидание числа обзоров, за которое обеспечивается обнаружение цели; $\bar{t}$ – математическое ожидание времени, за которое обеспечивается обнаружение цели с момента начала наблюдения.

При аналитическом определении оценок (3.24) предполагают, что цель представляет собой сигнал со случайными начальной фазой и амплитудой. Успешность выделения РЛС нужного сигнала на фоне шумов и помех, т.е. мгновенная вероятность обнаружения цели, зависит от чувствительности приемника, конструктивных параметров РЛС, флюктуации цели и др. Соответствующая связь имеет вид

$$w_{\text{обн}} = F_{\text{л.т}}^{\frac{1}{1+k_{\text{р}}}}, \quad (3.25)$$

где $F_{\text{л.т}}$ – вероятность ложной тревоги, под которой понимается вероятность обнаружения отметки цели при отсутствии ее в поле зрения РЛС. Этот параметр при расчете вероятности обнаружения цели считается заданным; $k_{\text{р}}$ – коэффициент различимости, определяемый соотношением энергии одного принимаемого сигала к спектральной плотности шума приемника, при котором еще выделяется сигнал на фоне шумов. Величина $k_{\text{р}}$ зависит от тех же параметров, что и дальность обнаружения (3.23).

Накапливающаяся вероятность обнаружения цели. Если за время полета цели в зоне действия РЛС физические условия наблюдения существенно не изменяются, то эффективность процесса установления приборного контакта с приближающейся целью оценивают интегрально за рассматриваемый период времени. Соответствующим измерителем является накапливающаяся вероятность обнаружения цели $P_{\text{обн}}$. Ее значение определяется путем интегрирования мгновенных вероятностей $w_{\text{обн}}(n)$ или $q_{\text{обн}}(t)\,dt$ по траектории полета.

Приближенно вероятность обнаружения цели, движущейся со скоростью $V_{\text{ц}}$ на высоте $H_{\text{ц}}$ с курсовым параметром $P_{\text{к}}$ в диапазоне горизонтальных дальностей от $x_{\text{обн. max}}$ до $x_{\text{обн. min}}$, может быть оценена по формуле [37]

$$P_{\text{обн}} = 1 - \exp\left\{-\int\limits_{x_{\text{обн.min}}}^{x_{\text{обн.max}}} \frac{D_{\text{РЛС max}} - \sqrt{H_{\text{ц}}^2 + P_{\text{к}}^2 + x^2}}{\text{к}^2 V_{\text{ц}}^2 [1 - \exp(-\bar{t})]^2}\,dx\right\}, \quad (3.26)$$

где $x_{\text{обн. max}} = \sqrt{D_{\text{РЛС max}}^2 - H_{\text{ц}}^2 - P_{\text{к}}^2}$ – максимальная горизонтальная дальность обнаружения цели; $x_{\text{обн. min}} = x_{\text{бл. гр}} + V_{\text{ц}}\left(t_{\text{р}} + \frac{r_{\text{бл.гр}}}{V_{\text{зур}}}\right)$ – минимальная горизонтальная дальность, когда комплекс еще в состоянии обстрелять

цель; $r_{\text{бл.гр}}$, $x_{\text{бл.гр}}$ – наклонная и горизонтальная дальность до ближней границы зоны поражения ЗРК; $t_{\text{р}}$ – время реакции (работное время) ЗРК; $\bar{t}$ – математическое ожидание цикла поиска; к – опытный коэффициент, с.

Для низколетящих целей при курсовом параметре, близком к нулю, зависимость (3.26) упрощается и принимает вид

$$P_{\text{обн}}(x_{\text{обн.max}} \le x \le x_{\text{обн.min}}) = 1 - \exp -\left\{\frac{(x_{\text{обн.max}} - x_{\text{обн.min}})^2}{2\,\text{к}^2 V_{\text{ц}}^2 [1 - \exp(-\bar{t})]^2}\right\}. \quad (3.27)$$

В качестве примера на рис. 3.6 приведена зависимость $P_{\text{обн}}(x)$ корабельной РЛС AN/SPY-1 ЗРК «Иджис», рассчитанная по формуле (3.27), для следующих данных: $P_{\text{к}} = 0$, $\sigma_{\text{ц}} = 1$ м², $\bar{t} = 4$, к = 74,4 с.

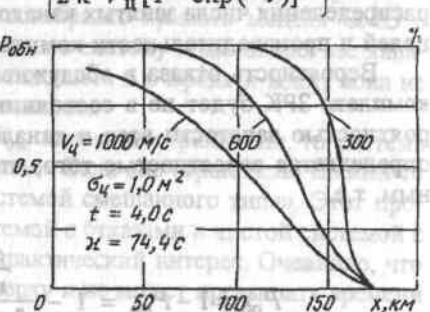


Рис. 3.6. Вероятность обнаружения цели корабельной РЛС ЗРК «Иджис»

Вероятность обстрела цели при отражении налета можно представить как

$$P_{\text{об}} = 1 - P_{\text{но}}, \quad (3.28)$$

где вероятность необстрела цели $P_{\text{но}}$ определяет вероятность прорыва цели через зону ответственности ЗРК. Для нахождения $P_{\text{но}}$ при массированном применении СВН, как указано выше, зенитные ракетные комплексы рассматривают как систему обслуживания (СМО) некоторого потока заявок (требований), которые поступают в СМО в произвольные случайные моменты времени. В процессе отражения налета группировкой ЗРК или отдельным комплексом таким потоком заявок является число СВН, последовательно входящих в зону действия комплексов ЗРК в ходе налета. Методика расчета этого потока заявок изложена в п. 3.4.1.

Заявка, поступившая в СМО, обслуживается в общем случае некоторое случайное время, после чего система освобождается и готова принять новую заявку. Многоканальные системы обслуживают одновременно несколько заявок. При определенных характеристиках входного потока целей возможны случаи, когда не все воздушные цели будут обстреляны,

какая-то часть из них прорвется через ПВО. Возможность обстрела целей зависит в основном от соотношения располагаемого времени (т.е. времени налета $T_н$) и времени, потребного на обслуживание цели $T_{об}$.

Если зона поражения ЗРК такова, что комплекс может обстрелять только одну цель по глубине зоны поражения по каждому целевому каналу и начало обстрела целей связано с моментом входа в пределы зоны поражения, то такой ЗРК рассматривается как СМО *с отказами*. Характеристики установившегося режима обстрела целей такого комплекса определяются формулами Эрланга, которые устанавливают предельный закон распределения числа занятых каналов в функции от характеристик потока целей и производительности комплекса ЗРК.

Вероятность отказа в обслуживании цели, т.е. вероятность того, что комплекс ЗРК будет не в состоянии обстрелять цель, определяется вероятностью занятости всех n каналов, а вероятность обстрела цели $P_{об}$ определяется вероятностью того, что хотя бы один канал будет свободным, т.е.

$$P_{об} = 1 - P_{но} = 1 - \frac{\dfrac{a^n}{n!}}{\sum\limits_{k=0}^{n} \dfrac{a^k}{k!}}, \qquad (3.29)$$

где $a = \lambda/\mu = \lambda T_{об}$ – приведенная плотность потока целей, т.е. среднее число целей, приходящихся на среднее время обстрела одной цели.

Формулами для установившегося процесса можно пользоваться, если время налета $T_н$ в 2–3 раза больше времени $T_{об}$ ЗРК. Для определения величины $P_{но}$ при отражении налета одноканальным ЗРК формула (3.29) существенно упрощается:

$$P_{но} = \frac{a}{a+1}. \qquad (3.30)$$

Если $T_н < 2T_{об}$, то $P_{но}$ для одноканального ЗРК определяется по формуле неустановившегося процесса

$$P_{но} = \frac{a}{a+1}\left\{1 - \exp\left[-\mu(1+a)T_н\right]\right\}. \qquad (3.31)$$

Пример. На объект, прикрываемый четырехканальным ЗРК, совершается налет самолетов со средней плотностью $\lambda = 5$ самолетов/мин. Среднее время обстрела цели $T_{об} = 0{,}5$ мин. В налете участвуют 20 самолетов ($N = 20$). Требуется определить вероятность обстрела самолетов, число обстрелянных и число необстрелянных самолетов.

Решение. При решении исходим из предположения, что налет самолетов на объект представляет собой пуассоновский поток. Определяем значение параметра $a = \lambda/\mu = \lambda T_{об} = 2{,}5$ самолета. При $a = 2{,}5$ и $n = 4$ по формулам (3.28) и (3.29) определяем $P_{но} = 0{,}15$. Вероятность обстрела самолетов в налете равна $P_{об} = 1 - P_{но} = 0{,}85$. Число обстрелянных самолетов в налете $N_{об} = P_{об} N = 17$. Число необстрелянных самолетов в налете $N_{но} = N - N_{об} = 3$.

При исследовании эффективности отражения налета группировками ЗРК с большой зоной поражения целесообразно принять модель СМО *с ожиданием*. При этом заявка, поступившая в систему и заставшая все каналы занятыми, не покидает систему, а становится в очередь и ждет, пока не освободится какой-нибудь канал обслуживания.

Если время ожидания в очереди $T_{ож}$ ничем не ограничено, то система называется «чистой системой с ожиданием». Если оно ограничено какими-то условиями, то система называется «системой смешанного типа». Этот промежуточный случай между чистой системой с отказами и чистой системой с ожиданием представляет наибольший практический интерес. Очевидно, что для ЗРК время ожидания ограничено сверху и не может превышать времени нахождения цели в зоне поражения. В системах смешанного типа ограничивается только время ожидания в очереди, а начатое обслуживание доводится до конца. Заметим, что для ЗРК, рассматриваемого с позиции СМО, было бы более правильным накладывать ограничение на полное время пребывания цели в зоне, так как оно ограничено сверху и цель может покинуть зону поражения независимо от того, кончился обстрел или нет.

Ниже приведены зависимости, определяющие характеристики простейшей СМО с ожиданием, которая является естественным продолжением СМО с отказами.

Рассмотрим n-канальный ЗРК с большой зоной поражения, которая позволяет последовательно обслужить несколько целей по глубине зоны поражения. Цель, заставшая все каналы занятыми, не будет принята комплексом ЗРК на обслуживание и становится в очередь. Если до истечения времени ожидания она не будет принята к обслуживанию, то она покидает очередь и остается необслуженной. Время ожидания обслуживания $t_{ож}$ принимается случайным и распределенным по показательному закону

$$f(t) = \nu \exp(-\nu t) \quad (t > 0), \qquad (3.32)$$

где параметр ν – величина, обратная среднему времени ожидания:

$$\nu = \frac{1}{T_{ож}}; \quad T_{ож} = M[t_{ож}]. \qquad (3.33)$$

Параметр ν полностью аналогичен параметрам λ и μ потока заявок и потока обслуживания, введенным для СМО с отказами. Его обычно интерпретируют как плотность «потока уходов» заявки, стоящей в очереди. Очевидно, что при $\nu \to \infty$ система смешанного типа превращается в чистую систему с отказами, а при $\nu \to 0$ она превращается в чистую систему с ожиданием.

Итак, для системы массового обслуживания с ожиданием, с учетом сделанных допущений, вероятность обстрела для установившегося налета $P_{об}$ с плотностью целей λ может быть определена по формуле [48].

$$P_{об} = 1 - P_{но} = 1 - \frac{\beta}{a}\,\frac{\dfrac{a^n}{n!}\displaystyle\sum_{s=1}^{\infty}\frac{S a^s}{\prod_{m=1}^{s}(n+m\beta)}}{\displaystyle\sum_{k=0}^{n}\frac{a^k}{k!}+\frac{a^n}{n!}\sum_{s=1}^{\infty}\frac{a^s}{\prod_{m=1}^{s}(n+m\beta)}}. \quad (3.34)$$

Здесь $\beta = T_{об}/T_{ож}$; $T_{ож}$ – среднее время пребывания цели в зоне поражения комплекса (время ожидания), которое определяется по формуле

$$T_{ож} = \frac{L_д - L_{бл}}{V_ц}, \quad (3.35)$$

где $L_д$ и $L_{бл}$ – горизонтальные дальности соответственно до дальней и ближней границ зоны пуска на высоте налета целей; $V_ц$ – средняя скорость целей в налете.

Если комплекс ЗРК одноканальный, то формула (3.34) упрощается и принимает вид

$$P_{об} = 1 - P_{но} = 1 - \frac{\beta}{a}\,\frac{a\displaystyle\sum_{s=1}^{\infty}\frac{S a^s}{\prod_{m=1}^{s}(1+m\beta)}}{1+a+a\displaystyle\sum_{s=1}^{\infty}\frac{a^s}{\prod_{m=1}^{s}(1+m\beta)}}. \quad (3.36)$$

Пример. Для отражения налета самолетов используется ЗРК с тремя целевыми каналами. В налете участвуют 50 самолетов ($N = 50$). Налет осуществляется с плотностью $\lambda = 10$ самолетов/мин. Среднее время обстрела цели в налете $T_{об} = 0{,}8$ мин. В пределах зоны поражения цель находится в среднем $T_{ож} = 0{,}5$ мин. Определить вероятность обстрела самолетов, число обстрелянных самолетов и число необстрелянных самолетов.

Решение. Находим вспомогательные параметры $a = \lambda T_{об} = 8$ самолетов; $\beta = T_{об}/T_{ож} = 1{,}6$. При $n = 3$ по формулам (3.28) и (3.34) находим значение $P_{но} = 0{,}15$, следовательно, $P_{об} = 1 - P_{но} = 0{,}85$. Число обстрелянных самолетов $N_{об} = NP_{об} = 42$ самолета. Число необстрелянных самолетов $N_{но} = N - N_{об} = 8$ самолетов.

Вероятность поражения цели. Ранее в гл. 1 (см. соотношение (1.14)) вероятность поражения цели определена как функция системы управления и боевой части. При этом молчаливо предполагалось, что вероятность (1.14) одинакова по всей зоне поражения. В действительности же вероятность поражения цели по зоне – переменная величина. Хотя при системном проектировании это обстоятельство чаще всего не учитывают, однако размер зоны поражения ограничивают некоторой наперед заданной величиной вероятности. Это означает, что зона поражения включена в некоторую большую зону, в которой возможно поражение цели с вероятностью W, меньшей некоторой заданной величины W_0. Следовательно, размер зоны поражения зависит от величины W_0, которая, в свою очередь, определяется условиями стрельбы.

Поясним сказанное на примере. Пусть при наведении ЗУР на цель реализуется в чистом виде кинематическая траектория наведения. Тогда зона поражения будет иметь максимальные размеры, а вероятность поражения цели по всей зоне будет постоянна и равна единице. Размеры зоны поражения в этом случае будут определяться только характеристиками цели, ЗУР и принятым законом наведения. Это так называемая кинематическая зона поражения. Однако на практике реализуется не кинематическая, а динамическая траектория наведения, отличие которой от кинематической определяется ошибками в каналах управления ЗУР, неточностью определения координат цели, инерционностью ЗУР и т.д. Наличие указанных выше факторов приводит к тому, что вероятность поражения цели переменна по объему кинематической зоны поражения и уменьшается в направлении к границе зоны поражения, а на самой границе зоны может быть меньше минимально допустимой.

На рис. 3.7 приведено горизонтальное сечение кинематической зоны поражения цели на высоте H и зависимость вероятности поражения цели $W(x)$ для некоторого курсового параметра цели. Очевидно, что не имеет смысла стремление поразить цель в тех областях кинематической зоны поражения, где вероятность поражения цели мала, так как это ведет к нерациональному расходу ЗУР и времени при отражении воздушного налета. Поэтому из кинематической зоны поражения выделяют эффективную

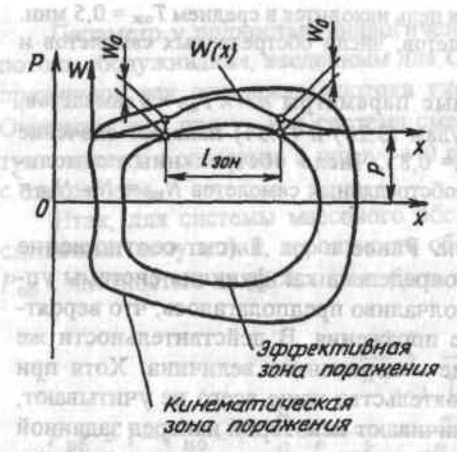


Рис. 3.7. Кинематическая и эффективная зоны поражения целей

ную зону поражения или просто зону поражения, руководствуясь следующими правилами.

1. Если стрельба по цели ведется одиночной ракетой, то часто принимают, что нижнее значение вероятности поражения по зоне $W_о = 0{,}5$; если по цели ведется залповая стрельба двумя ракетами, то полагают $W_о = 0{,}3$. Значение $W_о = 0{,}3$ для залповой стрельбы определяется тем обстоятельством, что вероятность поражения цели при залповой стрельбе будет $W = 1 - (1 - W_о)^2 = 1 - (1 - 0{,}3)^2 = 0{,}5$, т.е. такой же, как и в случае стрельбы одиночной ракетой.

2. Горизонтальные сечения кинематической зоны поражения образуются по тем курсовым параметрам, для которых вероятность поражения цели меньше нижней границы вероятности поражения $W_о$ для любой дальности полета ЗУР. При этом протяженность зоны поражения по любому курсовому параметру должна быть не менее некоторой заданной величины $l_{зон}$, называемой минимальной линией обстрела. Значение величины $l_{зон}$ определяется характеристиками ЗРК.

3. Горизонтальные сечения кинематической зоны поражения обрезаются по дальней и ближней границе на уровне заданной нижней границы вероятности поражения цели $W_о$.

Полученная в результате зона поражения является одной из важнейших характеристик ЗРК. Особо отметим, что размеры и форма зоны поражения зависят не только от параметров ЗРК, но и от параметров цели, а также от координат точки встречи ЗУР с целью.

Так как вероятность поражения цели – величина переменная по объему зоны поражения, то при стрельбе m ракетами по цели вероятность поражения W_m будет определяться по формуле

$$W_m = 1 - \prod_{i=1}^{m} \left(1 - W_i\right), \tag{3.37}$$

где W_i – вероятность поражения цели i-й ракетой.

Для оценки числа возможных пусков можно воспользоваться следующим алгоритмом. Целесообразно, чтобы первый обстрел произошел на дальней границе зоны поражения. Для этого необходимо, чтобы

$$t_ц^{(1)} \geq t_{ЗУР}^{(1)} + t_р, \tag{3.38}$$

где $t_ц^{(1)}$ – время полета цели от границы обнаружения до дальней границы зоны поражения, соответствующей высоте и курсовому параметру цели; $t_{ЗУР}^{(1)}$ – время полета ЗУР до дальней границы зоны поражения; $t_р$ – время реакции (работное время) комплекса.

Следующий пуск по цели можно произвести, если выполняется условие по балансу времени

$$t_ц^{(2)} \geq t_{ЗУР}^{(2)} + t_{оц}, \tag{3.39}$$

где $t_ц^{(2)}$ – время пребывания цели в зоне поражения; $t_{ЗУР}^{(2)}$ – время полета ЗУР до ближней границы зоны поражения; $t_{оц}$ – время оценки результатов предыдущего пуска.

Последовательный обстрел цели можно вести до тех пор, пока выполняется баланс времени (3.39). При высокой интенсивности налета СВН второй и последующие пуски ЗУР могут производиться без оценки результатов предыдущего пуска. При этом общее число пусков будет

$$m = \frac{t_ц^{(2)}}{t^*} + 1, \tag{3.40}$$

где t^* – темп стрельбы ЗРК. Если из-за недостатка времени повторный пуск ЗУР произвести невозможно, то часто применяют залповую стрельбу двумя ракетами.

Наиболее общей характеристикой зоны поражения является вероятность поражения цели, рассчитываемая как функция высоты и курсового параметра цели, с учетом типа цели и оптимальной тактики стрельбы. В задачах системного анализа такой подход оказывается чрезмерно громоздким. При оценке эффективности рассматриваемых операций воздушного налета СВН обычно усредняют вероятность поражения цели по зоне, т.е. вводят среднее значение вероятности поражения цели по зоне W_1 одной ракетой с учетом всего процесса функционирования боевых средств ЗРК. В этом случае формула (3.37) упрощается и принимает вид

$$W_m = 1 - \left(1 - W_1\right)^m. \quad (3.41)$$

Изложенный методический подход к оценке эффективности объектовой ПВО, как указано в п. 3.2, является одним из этапов общей задачи системного проектирования ЗУР. По результатам модельных оценок эффективности формируется техническое задание на новую технику. Сравнение альтернативных вариантов и особенно формирование технического задания представляют собой, как правило, неформальные экспертные процедуры. Их основой может служить излагаемый ниже прогностический анализ тенденций развития ЗУР.

3.5. ОСНОВНЫЕ НАПРАВЛЕНИЯ ПОВЫШЕНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ ЗЕНИТНОГО РАКЕТНОГО ОРУЖИЯ

Развитие СВН, повышение их количественных и качественных показателей, совершенствование стратегии и тактики их применения – все это усложняет действие противовоздушной обороны, снижает ее возможности по защите обороняемых объектов и отражению воздушного нападения. Поэтому одновременно с повышением эффективности СВН необходимо находить адекватные решения для повышения эффективности средств ПВО. Практический рост эффективности ПВО для надежной защиты обороняемых объектов должен опережать темпы совершенствования СВН. Облик перспективного зенитного ракетного оружия формируется как бы на пересечении возможностей перспективных СВН и достижений технического прогресса. Ниже приводятся рассматриваемые с этих позиций основные тенденции совершенствования СВН и результаты качественного анализа влияний этих тенденций на облик перспективных ЗУР. Ориентируясь на изложенные выше характеристики СВН и тактику их применения, в качестве основных факторов прогресса СВН следует полагать:

– широкое применение беспилотных ударных средств – высокоточного ракетного оружия, оперативно-тактических и тактических баллистических ракет, ДПЛА, – обладающих по сравнению с самолетами существенно отличающимися летными и техническими характеристиками;

– скрытность полета СВН, использование пассивных и активных помех, низкая и постоянно снижающаяся заметность воздушных целей (прогнозируется, что в ближайшие годы ЭПР многих ударных средств может уменьшиться во много раз);

– массированное применение СВН с интенсивностью налета до 20–30 целей в минуту, организуемое в виде нескольких эшелонов с использованием средств подавления ПВО.

Рассмотрим целесообразные реакции ПВО, ЗРК и ЗУР на эти факторы.

Широкое применение беспилотных ударных средств оказывает влияние на многие стороны функционирования ПВО. При этом определяющей стороной такого влияния является время, имеющееся у системы для поражение цели. Располагаемое время для поражения воздушных целей нового поколения уменьшилось более чем на порядок. Чрезвычайно ограниченный бюджет располагаемого времени предъявляет жесткие требования к временным характеристикам информационно-управляющих средств ПВО; для ЗРК обязательным становится требование автоматизации всех операций стрельбы, многоканальности и высокой огневой производительности комплекса. Эти требования ориентируют на применение РЛС с фазированной антенной решеткой и цифровой обработкой сигналов. Весьма перспективны и оптические информационные средства, особенно на малых дальностях. Экономия времени во многом зависит и от пусковой установки. Оптимальные по времени условия обеспечивают многозарядные установки с вертикальным пуском ракет из ТПК.

Фактор располагаемого времени, высокие скорости ЗУР, скоротечность атаки (отсюда одноразовость обстрела) предъявляют качественно новые требования к точности наведения ракет. Поражение малоразмерных высокоточных целей (типа головок БР) возможно лишь при прямом попадании или малом промахе. Высокоточное наведение на цель наилучшим образом обеспечивается при использовании комбинированных методов, когда на начальном и среднем участках полета используется помехоустойчивая система, а на конечном участке – головка самонаведения. При этом просматривается отчетливая тенденция перехода к автономному наведению при минимальном участии наземных средств комплекса.

Анализ показывает, что для высокой точности наведения ЗУР должна создавать значительные перегрузки за очень короткое время, измеряемое несколькими десятками миллисекунд. Такие требования в большинстве случаев нельзя выполнять с помощью аэродинамических средств управления полетом. Возникает потребность применения более быстродействующих газодинамических способов создания управляющих сил и моментов. На современных ракетах успешно себя зарекомендовали газовые рули, дефлекторы, различного рода щитки, работающие в струе основного двигателя. Для перспективных ЗУР проходят апробацию специальные управляющие двигательные установки, струйные и другие газодинамические устройства, не связанные с маршевым двигателем. Очень перспективными могут оказаться двигатели поперечного управления, располагаемые вблизи центра масс и служащие для устранения ошибки наведения на конечном участке полета.

Чтобы быстродействующее газодинамическое управление было эффективным, ЗУР должна обладать высокими маневренными свойствами. Без этого нельзя реализовать точное наведение. Если для современных ракет максимальная нормальная перегрузка находится в диапа-

зоне 20–25 единиц, то для перспективных ракет с учетом возрастающих маневренных возможностей целей потребная перегрузка может возрасти в 2–3 раза. Это, в свою очередь, повлечет за собой применение новых материалов, новых конструкций и новых технологий их изготовления.

Беспилотные ударные средства предъявляют особые требования и к боевому снаряжению ЗУР. Поражение воздушной цели должно быть таким, чтобы СВН не смогло выполнить боевую задачу. Наилучшим поражением СВН является подрыв (детонация) боевого заряда, имеющегося на борту цели. Для достижения этого результата обычные осколочные БЧ ЗУР оказываются недостаточно эффективными. Для детонации боевого заряда цели требуется или прямое попадание ЗУР, или воздействие поражающих элементов сравнительно большой массы, что реально осуществить лишь при очень малом промахе при использовании, например, стержневых БЧ с крупными осколками.

Скрытность полета СВН на малых высотах, уменьшение радиолокационной и инфракрасной заметности, а также постановка активных и пассивных помех приводит к сокращению дальности обнаружения СВН средствами ПВО в 1,7–3 раза. Для того чтобы РЛС системы ПВО могли эффективно обнаруживать СВН при резком уменьшении их заметности и возрастании помех, необходимо применять значительно более совершенные по своим характеристикам адаптивные РЛС с фазированной антенной решеткой; внедрять многопозиционную локацию; использовать широкий обмен информацией между ЗРК в составе группировки ПВО и координировать усилия по отражению СВН.

Для ЗРК и ЗУР факторы скрытности СВН так же, как и высокие скорости СВН, снижают располагаемое время для отражения атаки, требуют увеличения огневой производительности комплекса и повышения точности наведения ЗУР.

Огневая производительность комплекса определяется возможностями РЛС (числом целевых каналов) и возможностями пусковых установок. Современные РЛС, непрерывно совершенствуясь, не являются тормозом огневой производительности и позволяют обстреливать одновременно до 10 и более целей. Заметно совершенствуются и пусковые установки. Однако ограничения здесь более заметны. В состав ЗРК обычно входят 6–12 пусковых установок. Они объединяются общим командным пунктом, информационной системой, связью, коммуникациями. Для увеличения производительности ЗРК на пусковых установках размещается несколько зенитных ракет (до 16). Дальнейшее увеличение количества ЗУР усложняет конструкцию ПУ, снижает ее мобильность. Поэтому большее число ЗУР используется только в стационарных ПУ при наличии соответствующей механизации комплекса (например, на корабельных ПУ, где успешно может применяться модульно-блочный принцип размещения ЗУР).

Важнейшими параметрами комплекса являются работное время (время реакции комплекса с момента обнаружения цели до пуска ракеты) и время приведения комплекса в боеготовое состояние из дежурного режима. Для современных ЗРК при использовании вертикальных ПУ работное время приближается к 5 с, а время приведения комплекса в боеготовность – к 15 с. Тот и другой параметр существенно зависят от информационно-вычислительных средств, обрабатывающих управляющую информацию, а также от степени автоматизации как командного пункта, так и всего комплекса.

Массированное применение СВН, одновременные удары с нескольких направлений, эшелонирование налета выдвигают ряд новых требований к системе ПВО. В числе наиважнейших требований – интеграция комплексов, создание единого информационно-управляющего поля, обеспечивающего взаимодействие ЗРК. Причем следует исходить из того, что массированное применение СВН в условиях скрытности и активных помех достаточно эффективно, поэтому нельзя рассчитывать на успешное поражение всех целей на одном рубеже, оборона должна быть эшелонированной, т.е. рассредоточенной по зонам поражения.

Очень важно не допустить массового пуска ударного высокоточного оружия. Центр тяжести обороны, видимо, должен сместиться в зону поражения носителей ВТО, соответствующую максимальной дальности полета ВТО. По мнению зарубежных специалистов, уничтожение 10–15% носителей ударных средств до точек «размножения» может привести к срыву налета и, следовательно, сохранению объекта прикрытия.

В той же зоне должны уничтожаться и носители противорадиолокационных ракет. Одновременно с этим необходимо обеспечить устойчивость системы ПВО путем многократного перекрытия зон действия РЛС и ЗУР рядом других комплексов ЗРК ПВО. Тогда, в случае вывода из строя одного или нескольких РЛС, информационная система ПВО сохранит свои боевые возможности.

Применение в ударных воздушных операциях самолетов дальнего радиолокационного обзора и управления (ДРЛО) типа «Авакс» обеспечивает управление самолетами тактической авиации и беспилотными ударными средствами, летящими ниже линии радиогоризонта в условиях невидимости для обороняющейся стороны. Для поражения самолетов ДРЛО должны применяться истребители–перехватчики, а также ЗРК с дальностью действия до 300–400 км. Если средства ПВО своим воздействием на группу ДРЛО способны вынудить ее уйти за радиогоризонт, то это может привести либо к срыву налета, либо к изменению эшелонов полета оставшихся групп в сторону увеличения высоты, что облегчает для ПВО задачу по уничтожению воздушных целей.

Применение одновременных ударов СВН с различных направлений требует всеракурсности действия радиолокационных станций, а также возможности стрельбы ЗУР во всех направлениях с минимальным временем перенацеливания и выхода ракеты на расчетную траекторию. Это во многом достигается вертикальным стартом ЗУР и ее газодинамическим склонением на начальном участке полета.

Обобщая изложенные выше перспективные факторы прогресса СВН и рациональные ответные меры со стороны системы ПВО, приходим к неизбежному выводу о том, что в современных условиях центральным направлением совершенствования ракетной техники является *повышение ее эффективности*. Реализация этого требования предполагает:

– повышение скорости и маневренности ЗУР, что расширяет зону поражения СВН, позволяет проводить повторные пуски, повышает огневую производительность ЗРК;

– повышение точности наведения ЗУР, улучшение динамических свойств ракет, совершенствование информационно-управляющих комплексов, значительное повышение помехоустойчивости радиоэлектронных средств;

– повышение эффективности поражения СВН, совершенствование боевого снаряжения ЗУР, применение специальных энергетических средств для корректировки полета в зоне поражения;

– расширение диапазона дальностей и высот ЗУР, применение аэробаллистических траекторий, газодинамического управления, совершенствование систем управления с целью обеспечения поражения СВН в широком диапазоне дальностей (10–400 км), высот (0–35 км) и скоростей (0,2–8 М) при массированном их применении, ограниченном времени пребывания в зоне поражения, малой ЭПР и активном противодействии.

Широкий диапазон целевых задач ЗУР, от зональной обороны до войскового применения, указывает на то, что многофункциональные средства зенитной обороны, видимо, и впредь будут представлять собой семейство ракет – параметрический ряд. На основе анализа представленных в главе описаний проведения боевой операции средствами воздушного нападения видится минимальный параметрический ряд ЗУР из трех ракет:

1) зенитная ракета большой дальности, обеспечивающая поражение на дальних рубежах обороны стратегических авиационных средств (в первую очередь самолетов радиолокационного обеспечения);

2) многоцелевая высокоточная ЗУР средней дальности, обеспечивающая поражение разнообразных целей (в том числе и ОТБР) в широком диапазоне дальностей и высот полета;

3) высокоточная ЗУР малой дальности, обеспечивающая поражение прорвавшихся ВТО на предельно малых высотах.

ГЛАВА 4

ПРОЕКТИРОВАНИЕ ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК ЗУР

4.1. ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК ЗУР

4.1.1. Двигатели ЗУР разных поколений

Двигательная установка (ДУ) ЗУР – это совокупность устройств (собственно двигатель, топливная система, устройства запуска, регулирования тяги и др.), обеспечивающих энергией управляемый полет ракеты. Тип, состав и конструктивно-компоновочный облик ДУ, а также ее параметры существенным образом зависят от назначения ЛА, который предъявляет к ДУ целый ряд определенных требований. Применительно к ЗУР эти требования сводятся к следующим основным задачам:

– достижению заданных скоростей, дальностей и высот полета ЗУР за определенное время;

– обеспечению потребных маневренных характеристик ЗУР путем создания управляющих сил и моментов (с целью пространственной ориентации и стабилизации) при наведении.

Отсюда следует, что как сами ДУ, которые обычно составляют часть силовой конструкции ЗУР, так и их конструктивно-компоновочная схема и характеристики теснейшим образом связаны с соответствующими параметрами ЗУР в целом (числом ее ступеней, аэродинамической схемой и компоновкой, летно-тактическими характеристиками). Можно сказать, что ДУ ЗУР интегрирована с ракетой. Поэтому развитие ДУ и их современное состояние следует рассматривать в тесной связи с развитием ЗУР.

Зенитные ракеты первого поколения, как показано во введении, были исключительно двухступенчатыми с использованием двух типов ДУ: стартового двигателя (ускорителя) и маршевого двигателя. При этом стартовый двигатель, обладающий значительной тягой, в течение короткого времени (1–4 с) должен был сообщить ракете достаточно высокую начальную скорость, а маршевый

двигатель, работающий сравнительно продолжительное время, – дополнить эту скорость до требуемого значения и поддерживать на заданном уровне на протяжении активного участка полета. В качестве ускорителей в этот период обычно использовались ракетные двигатели твердого топлива, а маршевые ДУ создавались в основном с использованием жидкостных ракетных двигателей на высококипящих компонентах типа азотная кислота + смесь аминов («тонка»). Это объяснялось уровнем развития ракетной техники того времени, позволявшим более легко обеспечить требуемые энергетические характеристики ЗУР с помощью ЖРД. Расчетный удельный импульс ЖРД на указанных компонентах примерно на 18 % превышал удельный импульс РДТТ на существовавших тогда двухосновных твердых топливах.

Анализ характеристик ряда стартовых РДТТ, созданных в тот период, позволяет отметить некоторые типичные особенности конструкции этих двигателей. Осевые ускорители, созданные в 50-х гг., имели, как правило, толстостенный стальной корпус (предел прочности стали не превышал $120 \cdot 10^7$ Па) и пороховые заряды из двухосновного («баллиститного») топлива в виде прессованных трубчатых шашек всестороннего горения, свободно вложенных в камеру, не имеющую тепловой защиты. Для компенсации довольно значительных разбросов внутрибаллистических характеристик двигателей в их соплах иногда устанавливались специальные регуляторы площади критического сечения (имеющие форму «груши»). Подобные конструкции обладали весьма невысокими энергомассовыми характеристиками. Позднее (с конца 60-х гг.) в стартовых двигателях начинает применяться высокопрочная сталь ($\sigma_{об} \approx 180 \cdot 10^7$ Па), а тонкостенная камера выполняется с внутренним теплозащитным покрытием, что способствует улучшению массовых параметров двигателей. В боковых ускорителях начинают использоваться вкладные, моноблочные заряды из «модифицированного» двухосновного топлива с повышенными энергетическими характеристиками (за счет введения металла – Al или Mg – в их состав), а затем появляются и первые образцы пороховых зарядов из смесевого топлива (на основе тиоколов), скрепленных с камерой двигателя. Эти новшества впервые были внедрены в ускорителях ЗУР БД 5В21.

Одной из проблем, решаемых в тот период, была необходимость обеспечения работоспособности пороховых зарядов из смесевых топлив, скрепленных с корпусом двигателя, при низких температурах эксплуатации (–50 °С). Эта проблема нашла впоследствии свое решение за счет существенного улучшения физико-механических характеристик топлив, и в первую очередь допустимых деформаций топлива при отрицательных температурах.

В настоящее время ускорители для вновь проектируемых ЗУР малой и средней дальности практически не используются, в связи с отказом от двухступенчатой компоновки современных зенитных ракет, объясняю-

щимся неудобством их боевой эксплуатации с отделяющимися, падающими частями (ускорителями). Исключение составляют очень немногие типы ракет, в частности высокоскоростные ЗУР малой дальности, создаваемые в рамках концепции «дротик» («Адкем», США; «Старстрик», Англия; «Панцирь», Россия). Вторая ступень таких ракет (дротик) обычно представляет собой головную часть (боевую ступень) со сравнительно простой и дешевой системой управления.

Иногда стартовые ускорители применяют в ЗУР корабельного базирования при их модификации с целью увеличения дальности полета или для использования в варианте вертикального старта (ЗУР «Стандарт 2ER», США; «Си–Вулф VL», Англия). Отдельной группой остаются при этом стартовые двигатели для ЗУР с ПВРД, а также стартовые ускорители ЗУР сверхмалой дальности (обеспечивающие их разгон в течение долей секунды, только при движении в пусковой трубе). Одной из характерных конструктивных особенностей ускорителей для ракет с ПВРД «интегральной» схемы может являться отсутствие в них сопла (в целях удешевления и упрощения конструкции двигателя). При этом сопло формируется за счет специального профилирования выходного сечения канала порохового заряда.

В ходе замены ЖРД на РДТТ подобную же эволюцию претерпело и развитие маршевых двигателей ЗУР на твердом топливе.

Анализ характеристик ряда маршевых РДТТ, созданных в тот период, позволяет отметить, что здесь, так же как и на стартовых двигателях, постепенно осуществляется переход от сравнительно толстостенных стальных корпусов (с $\sigma_{об} = 120 \cdot 10^7$ Па) с внутренней теплозащитой и вкладных моноблочных пороховых зарядов (бронированных по наружной поверхности) вначале из двухосновного, а затем и смесевого топлива к зарядам из смесевого топлива, прочно скрепленным со стенками камеры двигателя и обеспечивающим более высокую степень заполнения камеры топливом, а также более высокий уровень энергомассового совершенства РДТТ в целом.

Можно отметить, что в США переход от маршевых ДУ на основе ЖРД к твердотопливным двигателям произошел раньше, чем в нашей стране (уже в 1958 г. в США на смену ЗУР «Ника – Аякс» была принята на вооружение более совершенная ЗУР большой дальности – «Найк Геркулес» с РДТТ на обеих ступенях). Соответственно, значительно раньше начинают применяться в США для ДУ ЗУР и смесевые твердые топлива (вместо баллиститных), обеспечивающие более высокое энергомассовое совершенство двигателей. Это объяснялось, в первую очередь, более высоким развитием в США (по сравнению с СССР) пороховой промышленности и технологии переработки смесевых составов. В нашей стране переход от двухосновных топлив к смесевым проходил не всегда гладко и безболезненно, поскольку в СССР традиционно предпочтение отдавалось двухосновным топливам, широко использовавшимся при изготовлении (методом прессования) боеприпасов

для артиллерии и имевшим развитую промышленную базу и хорошо отработанную технологию.

В ходе дальнейшей эволюции твердотопливных ДУ ЗУР функции стартовых и маршевых двигателей постепенно были объединены в так называемых двухрежимных двигателях, нашедших довольно широкое применение в ЗУР малой и средней дальности. Одной из первых ЗУР с двигателем подобной схемы была американская ЗУР средней дальности «Хоук», появившаяся в конце 50-х гг. и обладавшая составным двухскоростным зарядом из смесевого твердого топлива, что дополнительно подтверждает преимущество США в технологии переработки смесевых топлив, существовавшее в то время. ЗУР с двигателями подобной конструкции не имели отделяющихся стартовых ускорителей (что было особенно важно в военно-морском флоте при стрельбе с корабля) и последовательно реализовывали два различных режима работы – стартовый и маршевый. Указанные режимы реализуются либо в однокамерных двигателях (за счет моноблочного двухслойного порохового заряда из топлива с различной скоростью горения – ЗУР «Хоук», «Си-спэрроу», «Эринт», США, или двух раздельных вкладных полузарядов с различной скоростью горения топлива – ЗУР «Оса», Россия, или соответствующего закона изменения поверхности горения моноблочного заряда – ЗУР В-611, ЗУР 9М38 («Бук»), 9М330 («Тор»), Россия, ЗУР «Мистраль», Франция, АДАТС – США), либо в двигателях двухкамерной конструкции с раздельно расположенными стартовой и маршевой камерами – ЗУР «Роланд», Франция, Германия.

Современный этап развития маршевых двигателей ЗУР характеризуется постепенным повышением качества ДУ. Доминирующими становятся скрепленные с корпусом заряды из смесевого топлива большой плотности с высокими энергетическими характеристиками и физико-механическими параметрами, обеспечивающими высокую степень заполнения камеры топливом, а корпуса изготавливаются преимущественно из высокопрочных сталей, алюминиевых и титановых сплавов и композиционных материалов (стеклопластиков, органопластиков и углепластиков), обеспечивающих высокое массовое совершенство конструкции РДТТ и ракет в целом : ЗУР С-300ПМУ, С-300 В – Россия; ЗУР «Эринт», VT-1, «Адкем» – США; «Саткп» – Франция и др.

Современный уровень совершенства РДТТ ЗУР достигнут в какой-то мере благодаря разработкам ДУ противоракет (ПР). При создании ДУ ПР с момента зарождения ПРО отчетливо проявилось стремление к обеспечению более высокого, чем для ЗУР, уровня энергомассовых характеристик, что объяснялось более существенным влиянием параметров этих двигателей на стартовую массу ПР в целом (из-за значительно более высоких скоростей разгона ПР по сравнению с ЗУР).

Одной из характерных особенностей ускорителей и разгонно-маршевых РДТТ ПР является использование в них топлив с увеличенной по

сравнению с РДТТ ЗУР скоростью горения с целью получения высоких секундных расходов продуктов сгорания, а следовательно, и повышенных уровней тяг, требуемых для ПР. Особенно ярко эти особенности проявились при создании разгонных РДТТ скоростных ПР ближнего перехвата (с ограниченным временным балансом) для стратегической ПРО. По сути, эта группа двигателей открыла новую страницу в теории и практике разработки и создания РДТТ подобного типа, топлив к ним, материалов корпусов и систем управления вектором тяги. К числу наиболее характерных особенностей указанных РДТТ следует отнести:

– необычайно высокую скорость горения топлив ($u_г \approx 70\div100$ мм/с);

– коническую форму корпуса ($\theta/2 \cong 4^o$) из высокопрочных композиционных материалов (стекло-, органо- и углепластиков), выполненного методом намотки по схеме «кокон», и соответствующую форму заряда (с увеличенной скоростью газового потока в канале), обеспечивающую высокую степень заполнения камеры топливом;

– большое давление в камере двигателя ($p_{max} = 15\div20$ МПа);

– значительный секундный расход топлива (200–2000 кг/с).

Отдельным направлением в разработке и создании маршевых ДУ ЗУР средней и большой дальности (на всем протяжении их развития) являлось настойчивое стремление к использованию прямоточных воздушно-реактивных двигателей (ПВРД), удельный импульс которых при их работе на крейсерском режиме полета в 2–3 раза превышает значение, достигнутое для РДТТ. С намерением использовать это преимущество в ряде стран в начале 60-х гг. были начаты активные работы по применению ПВРД классической схемы в качестве маршевых двигателей для ЗУР*, в основном средней и большой дальности (сначала в США – ЗУР «Тэлос», в Англии – ЗУР «Си-Дарт» и «Бладхаунд», а затем и в СССР – ЗУР 17Д и 22Д, 3М8 – «Круг»). Однако решающих преимуществ за счет использования ПВРД в качестве маршевых двигателей ЗУР (особенно с телеуправлением) в то время получено не было.

Позднее, с появлением в 1965–1967 гг. ПВРД так называемой «интегральной» схемы** – ЗУР 3М9 – «Куб» – СССР, многими ведущими фирмами-разработчиками ЗУР были проведены расчетные исследования по поиску и оптимизации зоны использования ПВРД в качестве маршевых двигателей для ЗУР, а также ракет других классов. В ходе этих исследо-

* Имеется в виду ЗУР с автономным ускорителем и отдельной специальной камерой сгорания ПВРД (осевого или бокового расположения) с лобовым или кольцевым воздухозаборником.

**Топливо ускорителя размещается в камере ПВРД, а сопло может быть либо сбрасываемым, либо вовсе отсутствовать (так как формируется профилем канала заряда). Подобная схема обеспечивает более высокий уровень энергомассового совершенства по сравнению с ПВРД «классической» схемы.

ваний было установлено, что использование ПВРД «интегральной» схемы наиболее целесообразно для ракет большой дальности класса «воздух – поверхность», «поверхность – поверхность» или «воздух – воздух», имеющих длительный режим крейсерского полета приблизительно с постоянной скоростью около 2–2,5 М, а для высокоманевренных современных ЗУР, предназначенных для борьбы с высокоточным оружием, их применение не является оправданным, так как приводит к весьма существенным ограничениям по углам атаки ($\alpha \leq 15°$) и высоте полета ракеты, а следовательно, снижает ее маневренность, особенно необходимую для борьбы с ВТО, и ограничивает зону применения.

Если поражение высокоманевренных целей не является определяющей задачей, использование в качестве маршевого двигателя ПВРД «интегральной» схемы позволяет существенно увеличить дальность и среднюю скорость полета (зону поражения) ЗУР по сравнению с ее вариантом с РДТТ (при тех же значениях начальной массы и продольных габаритов ракеты). Последнее обстоятельство может быть использовано при модернизации существующих ЗУР в целях значительного улучшения их летно-тактических характеристик.

Дальнейшее совершенствование средств воздушного нападения потребовало создания ЗУР нового поколения, обладающих более совершенными разгонно-маршевыми двигателями новых конструктивных схем. В их числе двигатели двукратного включения (ЗУР «Идра», Италия), двигатели с оптически-прозрачными продуктами сгорания (ЗУР VT-1, «Адатс», США, «Роланд», Франция, Германия), трехрежимные РДТТ с глубоким перепадом тяг при работе на режимах «пуск», «старт» и «марш» (ЗУР «Барак», Израиль). Весьма перспективным представляется применение в составе ЗУР совершенно новых, не применявшихся ранее для ракет этого класса двигателей поперечного управления (ДПУ), предназначенных для повышения быстродействия и маневренности зенитных ракет, поражающих современные цели (такие, как ТБР, ПКР, ПРР). Подобные двигательные установки, предназначенные для наиболее перспективных современных ЗУР – перехватчиков, разрабатываются в настоящее время в основном в двух вариантах:

– ДУ с использованием серии ($n = 40 \div 200$) размещенных в кассете-корпусе импульсных микро-РДТТ сравнительно небольшой тяги. Подобная ДУ, расположенная вне центра масс ракеты, обеспечивает так называемое «моментное» управление (ЗУР «Эринт», США), т.е. быстрый выход ракеты на угол атаки для создания боковой перегрузки ракеты исключительно за счет аэродинамики (Attitude Control Motor – ACM);

– ДУ с четырьмя соплами поперечного управления и регулируемой тягой, расположенная в непосредственной близости от центра масс ракеты (Divert Control Motor – DCM) и обеспечивающая повышение поперечной маневренности ЗУР за счет аэродинамики в сочетании с поперечнонаправленной тягой двигателя управления (ЗУР «Астер»,Франция);

– ДУ с соплами поперечного управления, обеспечивающая повышение маневренности и быстродействия (ЗУР 9М96Е, 9М96ДЕ, Россия).

На основе приведенных материалов можно сделать вывод о том, что двигатели на твердом топливе заняли монопольное положение в области тактических систем оружия. Сегодня наиболее распространенным типом двигателей ЗУР и ПР является РДТТ. Около 90–95 % новых разработок ЗУР выполняются с использованием двигателей твердого топлива. ДУ с ЖРД имеют в основном специфическое назначение. В частности, их применяют для поперечного управления и пространственной ориентации дальних противоракет.

В связи с вышесказанным детальное рассмотрение задач проектирования ЗУР и их ДУ ориентировано преимущественно на применение РДТТ.

4.1.2. Конструктивные схемы РДТТ ЗУР

Конструкция РДТТ представляет собой высокопрочную емкость с расширяющимся соплом (или несколькими соплами), через которые истекают высокотемпературные газы, образующиеся при горении топливного заряда, размещенного внутри корпуса. Типовая конструктивная схема РДТТ показана на рис. 4.1. Для осуществления воспламенения топливного заряда применяются специальные воспламенители из быстрогорящего пороха или специальных пиротехнических составов, обеспечивающие нагрев и возгорание поверхности топливного заряда. Внутренняя поверхность камеры РДТТ, в которой происходит горение заряда, покрывается специальным слоем теплозащитного и эрозионно-стойкого материала, либо теплозащитные функции выполняет сам топливный заряд, скрепленный с внутренней стенкой камеры. Поверхность вблизи критического сечения сопла, подвергающаяся наибольше-

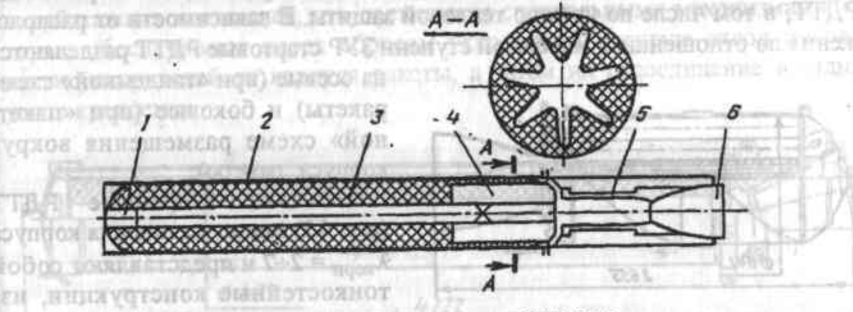


Рис. 4.1. Типовая конструктивная схема РДТТ ЗУР:
1 – воспламенитель; *2* – корпус; *3* – топливный заряд; *4* – щелевой компенсатор заряда; *5* – газовод; *6* –сопло

му тепловому и эрозионному воздействию, выполняется из термостойких материалов (например, из графита). Между камерой РДТТ и расширяющейся частью сопла может устанавливаться удлинительная труба – газовод, а на сопловом блоке могут размещаться устройства, регулирующие площадь критического сечения и отклоняющие направление истечения газового потока из сопла, что используется для газодинамического управления ракетой.

Анализ конструкций РДТТ ЗУР показывает, что по конструкторско-технологическим признакам с учетом функционального назначения РДТТ можно разделить укрупненно на четыре группы:

– стартовые двигатели (ускорители);
– двигатели верхних ступеней ЗУР (маршевые двигатели);
– разгонно-маршевые двигатели;
– двигатели для повышения быстродействия и маневренности ЗУР (или их боевых ступеней) при наведении на цель.

Двигателям каждой из перечисленных групп присущи свои конструктивно-компоновочные решения, типы и формы топливных зарядов, конструкционные и теплозащитные материалы, способы управления вектором тяги, а также массогабаритные и энергобаллистические параметры. Указанные особенности отражены при рассмотрении каждой из групп РДТТ.

Стартовые РДТТ (ускорители) предназначены для быстрого разгона ЗУР с целью расширения зоны поражения, что требует высокой стартовой тяговооруженности ракеты. Большая тяга ускорителей достигается либо за счет большой поверхности горения многошашечного топливного заряда, либо благодаря увеличенной скорости горения заряда звездообразной формы при использовании специальных быстрогорящих составов топлива.

Стартовые РДТТ обычно имеют малое время работы ($\tau \cong 3 \div 7$ с), после чего отделяются от ракеты. Это позволяет выполнить конструкцию стартовых РДТТ с определенными упрощениями по сравнению с маршевыми РДТТ, в том числе по уровню тепловой защиты. В зависимости от расположения по отношению к маршевой ступени ЗУР стартовые РДТТ разделяются на осевые (при «тандемной» схеме ракеты) и боковые (при «пакетной» схеме размещения вокруг корпуса ракеты).

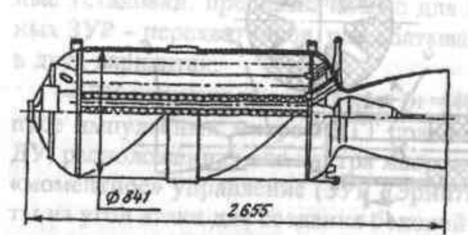


Рис. 4.2. Схема осевого стартового ускорителя РДТТ ЗУР с регулятором давления в сопле типа «груша»

Осевые стартовые РДТТ (рис. 4.2) имеют удлинения корпуса $\lambda_{корп} = 2 \div 7$ и представляют собой тонкостенные конструкции, изготовляемые сваркой (иногда с «косым» сварным швом) из высокопрочного стального листа ($\sigma_{об} \approx 180 \cdot 10^7$ Па). Внутренняя поверхность камеры покрывается теплозащитным материалом, предохраняющим стенки от прогара и разрушения. Топливный заряд обычно состоит из набора трубчатых пороховых шашек (n = 7, 13, 19), горящих по боковым внутренним и наружным поверхностям. Для компенсации температурных и баллистических разбросов внутрикамерных процессов в выходной части сопел иногда устанавливаются специальные регуляторы площади критического сечения, имеющие форму «груши». Их продольное перемещение перед запуском РДТТ позволяет изменять площадь критического сечения сопла и обеспечивать стабилизацию параметров в камере. На осевых стартовых РДТТ ЗУР часто устанавливаются специальные узлы крепления аэродинамических стабилизаторов ракеты.

Боковые стартовые РДТТ (рис. 4.3.), устанавливаемые вокруг корпуса ЗУР («пакетная» схема), имеют значительно большее удлинение корпуса ($\lambda_{корп} = 8 \div 12$). Это отражается как на их конструкции, так и на форме топливного заряда. В боковых ускорителях используются обычно моноблочные заряды из двухосновного или смесевого топлива. В первом случае (см. рис. 4.3) заряды вкладные, горящие по внутренней и наружной поверхностям, а стенки корпуса теплоизолируются. Во втором случае заряды скрепляются с камерой двигателя, что позволяет отказаться от теплозащиты стенки. Оси сопел боковых РДТТ обычно отклонены на угол $\varphi = 2 \div 15°$, что уменьшает нагрев корпуса ЗУР горячими газами, вытекающими из сопел РДТТ. Однако наличие углов отклонения сопел приводит к потерям в осевой составляющей силы тяги двигателя. Обычно оси всех сопел боковых двигателей сходятся в одной общей точке, лежащей на продольной оси ракеты вблизи ее центра масс. Это предотвращает нежелательный эксцентриситет тяги в результате разбросов значений тяг боковых двигателей. Важным условием является также одновременность сброса всех отработавших двигателей, что достигается специальными механизмами, которые обеспечивают перед сбросом ускорителей вначале отвод носовой части ускорителей от корпуса ракеты, а затем их отсоединение в задних узлах крепления.

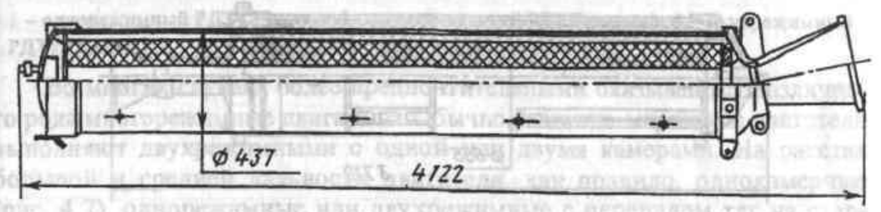


Рис. 4.3. Схема бокового стартового ускорителя РДТТ ЗУР

Маршевые РДТТ ЗУР (рис. 4.4) отличаются от стартовых меньшей тягой и большим временем работы, что обеспечивается, прежде всего, выбором формы заряда и поверхности его горения. Наиболее просто это достигается применением трубчатых зарядов, горящих по наружной и внутренней поверхности, площадь которой стабильна на протяжении всей работы двигателя. Однако при этом внутренняя поверхность стенки камеры РДТТ должна надежно теплоизолироваться, что усложняет и утяжеляет конструкцию камеры РДТТ.

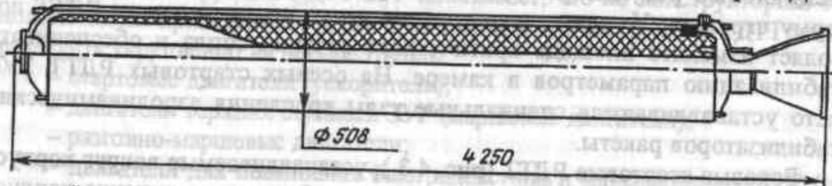


Рис. 4.4. Схема маршевого РДТТ ЗУР с вкладным горящим по внутренней поверхности зарядом

Поэтому при переходе на смесевые твердые топлива и применении зарядов, скрепленных с корпусом, появились возможности отказа от мощной теплоизоляции корпуса. Ее функции частично принял на себя сам трубчатый заряд, горящий, как правило, по внутренней поверхности и этим предохраняющий стенки корпуса от нагрева и прогара. Для того чтобы обеспечить требуемое изменение тяги РДТТ по времени, внутренняя поверхность заряда определенным образом профилируется (например, в виде звезды).

Конструкция маршевых РДТТ ЗУР зависит от их размещения по длине корпуса ракеты. Известно, что при хвостовом (кормовом) размещении РДТТ центр масс ракеты резко смещается к носовой ее части при выгорании топливного заряда. Это приводит к изменению запаса статической устойчивости ракеты и ухудшает ее динамические свойства. Поэтому хвостовое размещение РДТТ допускается либо в ЗУР малой дальности, относительный запас топлива в которых не превышает 0,4, либо при наличии таких аэродинамических схем (например, схемы с поворотными крыльями), при которых изменение центровки мало сказывается на динамических характеристиках ракеты.

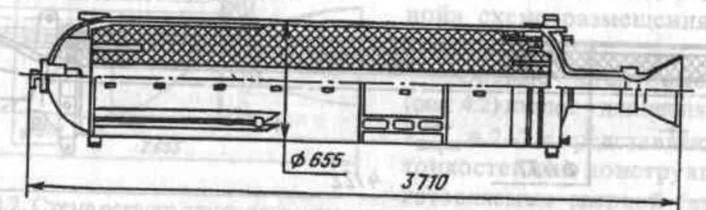


Рис. 4.5. Схема маршевого РДТТ ЗУР с удлинительной сопловой трубой

Для устранения этих недостатков корпус РДТТ часто смещается ближе к центру масс ракеты, а истечение продуктов сгорания осуществляется через сопла с удлинительной трубой (газоводом) (рис. 4.5) либо через боковые сопла. Последний вариант не нашел применения из-за потерь в осевой составляющей тяги и возможного нагрева корпуса ракеты. Однако наличие газовода затрудняет размещение оборудования в хвостовом отсеке ракеты, а также требует как достаточной теплоизоляции газовода для защиты его от прогара, так и специальных мер защиты оборудования, находящегося вокруг него, от воздействия температур и вибраций, свойственных двигателю.

Разгонно-маршевые РДТТ ЗУР. Выше показано, что современные ЗУР преимущественно одноступенчатые. Двигатели таких ракет, очевидно, должны выполнять функции и ускорителя, и маршевого двигателя (поэтому их называют разгонно-маршевыми). Требуемую энергетику одноступенчатой ракеты можно обеспечить разными способами (рис. 4.6). Самый простой путь – применение маршевого двигателя с более высоким уровнем тяги или более продолжительным временем работы (на рис. 4.6 зависимости *2* и *1*). Однако это решение чаще всего не обеспечивает минимум массы ракеты и уступает другим вариантам по эффективности. Кроме того, даже при умеренных средних скоростях (а они определяют времена перехвата СВН) максимальные скорости ракеты оказываются очень большими.

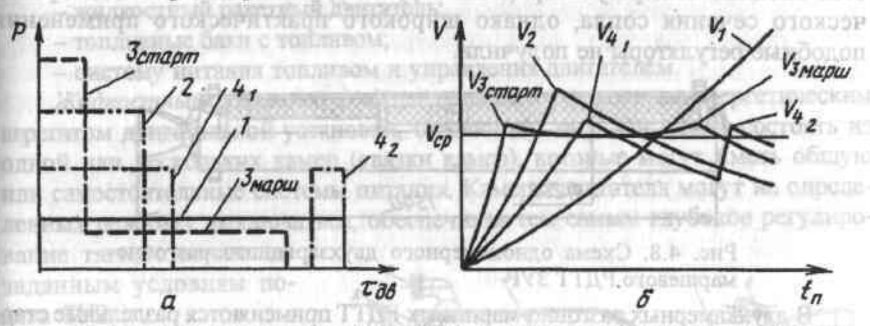


Рис. 4.6. Законы изменения тяги (*а*) и скорости (*б*) при использовании разгонно-маршевых двигателей различного типа:

1 – однорежимный РДТТ ($\tau_{дв}=t_п$); *2* – однорежимный РДТТ ($\tau_{дв}<t_п$); *3* – двухрежимный РДТТ ($\tau_{дв\Sigma}<t_п$); *4* – РДТТ двукратного включения

Во многих случаях более предпочтительными оказываются различного рода многорежимные двигатели. Обычно разгонно-маршевые двигатели выполняют двухрежимными с одной или двумя камерами. На ракетах большой и средней дальности двигатели, как правило, однокамерные (рис. 4.7), однорежимные или двухрежимные с перепадом тяг на стартовом и маршевом режимах (3 – 6), обеспечиваемым за счет соответствующего изменения площади поверхности горения заряда.

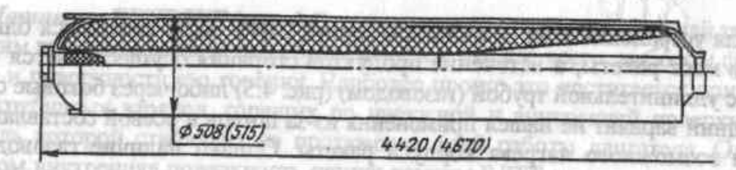


Рис. 4.7. Схема разгонно-маршевого двигателя ЗУР большой дальности

Для ЗУР малой дальности могут применяться два топливных заряда с разными поверхностями или скоростями горения топлива (рис. 4.8). Оба заряда начинают гореть одновременно, однако первый сгорает значительно быстрее. Тогда в период горения первого заряда происходит большее газообразование и получается большая тяга, при горении второго заряда тяга соответственно падает. В однокамерных РДТТ могут применяться также моноблочные двухслойные заряды из топлив с различной скоростью горения. Основной проблемой двухрежимных однокамерных РДТТ является обеспечение устойчивого режима горения заряда при переходе с одного режима на другой, так как при этом давление в камере двигателя $p_к$ меняется примерно пропорционально тяге. Для сохранения в камере РДТТ постоянного давления при разных режимах иногда в сопловом блоке устанавливается специальный регулятор (типа «груши»), меняющий площадь критического сечения сопла, однако широкого практического применения подобные регуляторы не получили.

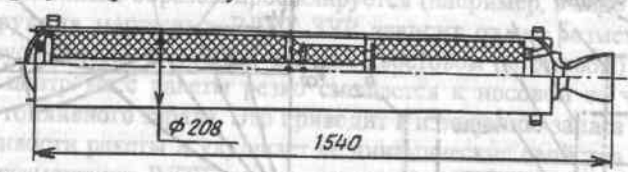


Рис. 4.8. Схема однокамерного двухзарядного разгонно-маршевого РДТТ ЗУР

В двухкамерных разгонно-маршевых РДТТ применяются раздельные стартовые и маршевые камеры, которые имеют самостоятельные сопла либо общее сопло. В последнее время находят применение разгонно-маршевые двигатели новых конструктивных схем. В их числе двигатели двукратного (и более) вклю-

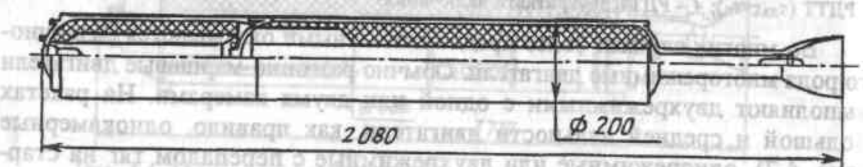


Рис. 4.9. Схема двухкамерного разгонно-маршевого РДТТ ЗУР двукратного включения

чения. Одна из возможных конструктивных схем двигателя двукратного включения показана на рис. 4.9. Двигатель имеет две последовательно работающие камеры раздельного включения, расположенные в едином корпусе с разделяющей перегородкой специальной конструкции.

4.1.3. Жидкостные ракетные двигательные установки ЗУР

Двигательные установки ЗУР с жидкостными ракетными двигателями (ЖРДУ) обладают по сравнению с РДТТ двумя важными качествами: большим удельным импульсом ($I_у$ = 2500÷2900 Н·с/кг) и возможностью регулирования тяги в полете в соответствии с заданной программой или изменяющимися условиями полета с целью достижения оптимального режима. Поэтому в первых поколениях ЗУР ЖРДУ широко применялись на маршевых ступенях. Однако ЖРДУ имеют и определенные недостатки: большую конструктивную и эксплуатационную сложность, меньшую надежность. Поэтому в перспективных проектах применение ЖРДУ может быть связано прежде всего с созданием боевых ступеней противоракет, а также ЗУР большой дальности и высотности, что требует высокой энергетической экономичности двигательной установки и регулирования тяги двигателей в широком диапазоне летных характеристик.

Двигательная установка с ЖРД включает в себя:
– жидкостный ракетный двигатель;
– топливные баки с топливом;
– систему питания топливом и управления двигателем.

Жидкостный ракетный двигатель является основным энергетическим агрегатом двигательной установки, создающим тягу. Он может состоять из одной или нескольких камер (связки камер), которые могут иметь общую или самостоятельные системы питания. Камеры двигателя могут на определенных режимах выключаться, обеспечивая тем самым глубокое регулирование тяги, отвечающее заданным условиям полета ЗУР.

Камера ЖРД (рис. 4.10) представляет собой неразъемную паяно-сварную конструкцию, которая состоит из головки с форсунками, камеры сгорания и сопла. Головка камеры через множество форсунок распыляет в камере сгорания компоненты топлива и обеспечива-

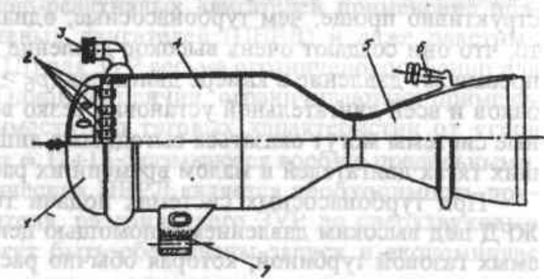


Рис. 4.10. Типовая конструкция камеры ЖРД:
1 – головка камеры; *2* – форсунки; *3* – входной патрубок горючего; *4* – камера сгорания; *5* – сопло; *6* – входной патрубок окислителя; *7* – кронштейн крепления камеры

ет их тщательное перемешивание, после чего наступает воспламенение топлива. Для охлаждения камеры ЖРД ее стенки выполняются двойными; между стенками пропускается один из компонентов топлива. Такая система охлаждения камеры, называемая регенеративной, позволяет внутренней стенке выдерживать высокую температуру газов без прогара, что делает камеры ЖРД термостойкими при длительном времени работы двигателя.

Топливные баки ЗУР служат для размещения компонентов жидкого топлива и являются конструктивно-силовой частью корпуса ракеты, подвергающейся внешним нагрузкам, воздействующим на ЗУР, и внутреннему избыточному давлению. Формы топливных баков ЗУР соответствуют внешним формам и габаритам ракеты и имеют цилиндрические обечайки и эллиптические днища. Конструкция баков определяется действующими нагрузками и свойствами размещаемых в них компонентов топлива.

Система питания топлива и управления двигателем представляет собой пневмогидравлическую систему с элементами автоматики, обеспечивающую подачу компонентов топлива из баков в камеру двигателя при высоком давлении, а также управление ЖРДУ. Система включает в себя несколько функциональных подсистем:

– наддува топливных баков газом до избыточного давления $p_б$;
– забора и вытеснения топлива из баков в топливные магистрали;
– подачи топлива в камеру двигателя с потребным давлением $p_{вх}$, превышающим давление в камере сгорания $p_к$;
– регулирования подачи топлива в двигатель.

В зависимости от способа подачи топлива из баков в камеру двигателя различают газовытеснительные и турбонасосные системы подачи. В газовытеснительных системах подача топлива из баков в двигатель обеспечивается за счет наддува топливных баков газом. Такие системы конструктивно проще, чем турбонасосные, однако их недостатком является то, что они создают очень высокое давление в топливных баках, которое превышает давление в камере двигателя ($p_б > p_к$). Вследствие этого масса баков и всей двигательной установки резко возрастает. Газовытеснительные системы могут оказаться выгодными лишь при сравнительно небольших тягах двигателей и малом времени их работы.

При турбонасосных системах подачи топливо поступает в камеру ЖРД под высоким давлением с помощью центробежных насосов, вращаемых газовой турбиной, которая обычно располагается на одном валу с насосами. Эта система, называемая турбонасосным агрегатом (ТНА), приводится в действие горячим газом, вырабатываемым в специальных газогенераторах путем разложения или сгорания топлива. Жидкие топлива для газогенераторов могут быть однокомпонентными (перекись водорода, изопропилнитрат и др.) либо двухкомпонентными (обычно те же, что и в

камерах ЖРД), но с меньшей полнотой сгорания, чем в основных камерах (для снижения температуры газов). В последнем случае для начальной раскрутки используются твердотопливные газогенераторы – стартеры. Генераторные газы, прошедшие через турбину ТНА, могут выбрасываться в атмосферу («открытые» схемы) или поступать для дожигания в камеру двигателя («закрытые» схемы). В последнем варианте удельный импульс ЖРДУ повышается на 5–10 %.

Турбонасосные системы подачи топлива использовались на ряде отечественных ЗУР, в том числе в ракетах В-750, 5В21 и др.

Управление тягой ЖРД достигается регулированием подачи топлива в камеру двигателя, что позволяет обеспечивать потребный режим тяги ЗУР в соответствии с реальными условиями внешней среды и летными характеристиками. Эти преимущества ЖРДУ дают возможность повышать точность наведения ЗУР на цель, оптимальным образом реализуя требования к методам наведения, а также расширяют зоны поражения цели, особенно при широких диапазонах высот.

На рис. 4.11 представлена блок-схема системы питания и управления ЖРДУ с ТНА, работающим от газогенератора на основных компонентах топлива. Управление тягой двигателя осуществляется регулятором с программным и исполнительным механизмами, а также специальными клапанами и золотниками. Устойчивость заданного режима работы камеры сгорания ЖРД и газогенератора обеспечивается стабилизаторами подачи компонентов топлива. Для начальной раскрутки турбины ТНА и подачи компонентов топлива в камеру ЖРД и газогенератор используется пороховой стартер.

4.1.4. Двигательные установки ЗУР с ПВРД и РПД

В разделе 4.1.1 показано, что при современном уровне технического прогресса в области воздушно-реактивных двигателей применение прямоточных воздушно-реактивных двигателей (ПВРД) и даже ракетных прямоточных двигателей (РПД) для ЗУР весьма ограничено, особенно для высокоманевренных ракет. Одной из причин, ограничивающих применение ПВРД, является зависимость его тяговых характеристик от углов атаки ракеты. Причем углы $\alpha \approx 12 \div 15$ оказываются вообще предельными. Другим недостатком классических ПВРД является необходимость применения стартового ускорителя, разгоняющего ЗУР до сверхзвуковых скоростей, при которых могут быть обеспечены запуск и экономичная работа ПВРД.

Вместе с тем нельзя не учитывать, что двигательные установки с ПВРД и РПД обладают более высокими энергетическими характеристиками по сравнению с ракетными двигателями. Удельный импульс ПВРД ЗУР может составлять при сверхзвуковых скоростях полета

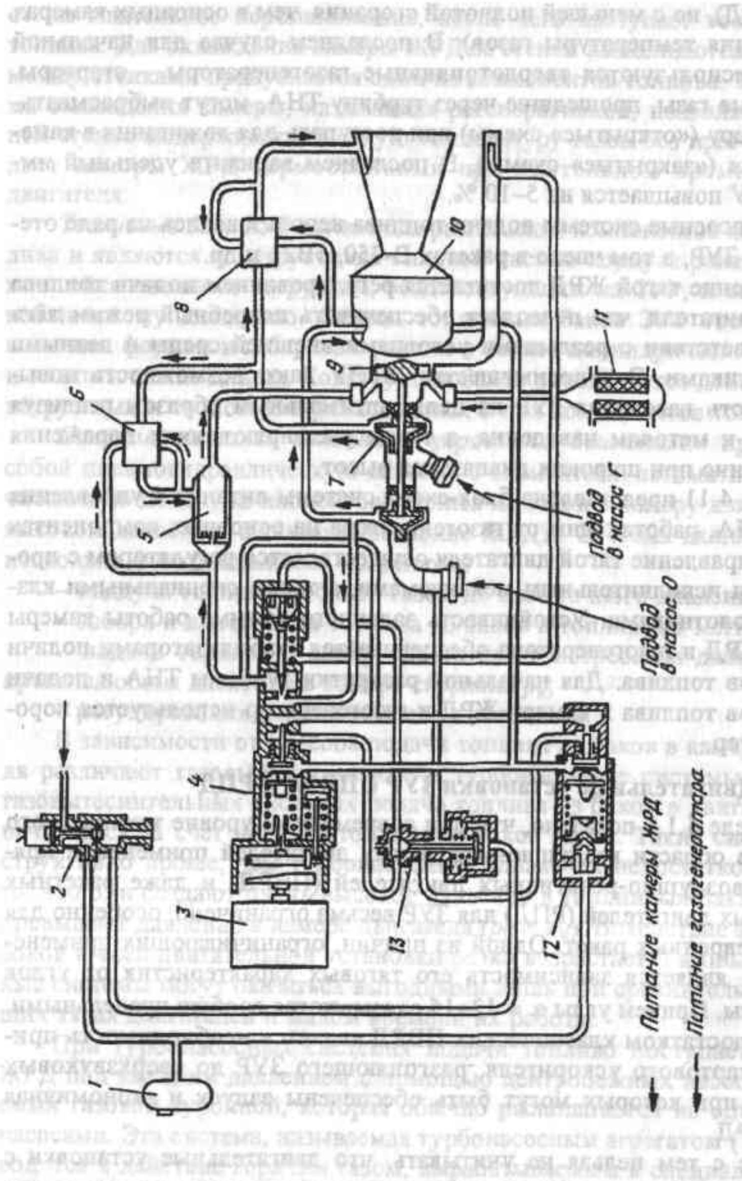


Рис. 4.11. Блок-схема системы питания и управления ЖРДУ с ТНА:
1 – ресивер; 2 – перепускной воздушный клапан; 3 – исполнительный механизм регулятора тяги; 4 – программный регулятор тяги; 5 – газогенератор; 6 – стабилизатор газогенератора; 7 – ТНА; 8 – стабилизатор камеры сгорания; 9 – турбина; 10 – камера сгорания; 11 – стартер; 12 – золотник спада; 13 – отсечной клапан

I_y = 12000÷16000 Н·с/кг и выше; РПД имеют I_y = 6000÷8000 Н·с/кг. Это делает двигательные установки с ПВРД и РПД крайне привлекательными для использования в летательных аппаратах различных классов. Этому же способствует возможность регулирования их тяги в зависимости от меняющихся летных характеристик. С увеличением скорости, высоты и дальности полета ЗУР эти преимущества возрастают.

Использование преимущества ПВРД видится на пути интеграции собственно прямоточных и ракетных двигателей. Первые ДУ интегральной схемы представляли собой «двухступенчатые» ПВРД, в которых первой ступенью был сбрасываемый твердотопливный двигатель (либо только заряд твердого топлива), располагаемый в камере сгорания ПВРД. Впоследствии эта интеграция стала более глубокой; образовался особый класс двигателей – ракетно-прямоточные двигатели.

РПД представляет собой конструктивное и газодинамическое объединение прямоточного воздушно-реактивного и ракетного двигателей. Сочетания ракетного и воздушного циклов могут быть довольно разнообразными. Обычно в основе лежит дожигание продуктов неполного сгорания топлива ракетного двигателя (как газогенератора) в воздухе, поступающем в камеру дожигания за счет скоростного напора, а также благодаря эжектирующему действию высоконапорного потока горячих газов, истекающих из сопла ракетного двигателя. Это вызывает повышение давления в камере РПД и позволяет получать более высокие тяговые характеристики по сравнению с ПВРД, особенно при малых сверхзвуковых скоростях полета. С увеличением скорости тяговые и экономические характеристики РПД и ПВРД сближаются. В отличие от ПВРД, РПД позволяет создавать тягу и в отсутствие скоростного потока, что крайне важно для таких летательных аппаратов, как ЗУР.

РПД различаются по конструкции, рабочим процессам, типу используемого ракетного топлива и выходным рабочим характеристикам. Наибольшее распространение в РПД получили две схемы: с единой камерой, в которой процессы смешения двух потоков (воздушного и продуктов сгорания ракетного топлива) и дожигания топливо-воздушной смеси совмещены; с эжектором, при котором процессы смешения и дожигания разделены по месту и времени. Во второй схеме смешение двух различных по составу и параметрам потоков происходит в эжекторе. Там же повышается давление в соответствии с размерами и характеристиками эжектора. Однако для обеспечения полного смешения длина эжектора должна составлять 5–9 диаметров и требует конструктивных усложнений, что существенно увеличивает общие размеры и массу РПД. Поэтому схемы РПД с эжектором мало приемлемы для ЗУР, хотя они и превосходят безэжекторные схемы по экономичности.

В РПД в качестве источника энергии могут использоваться твердотопливные и жидкостные газогенераторы. Однако для ЗУР предпочтение отдается твердотопливным РПД, обеспечивающим большую простоту и надежность конструкции, а также самостоятельный старт ракеты за счет тяги ракетного ускорителя. Для большей начальной тяговооруженности ЗУР на участке старта может использоваться двухрежимный твердотопливный заряд либо дополнительный стартовый РДТТ, размещаемый в камере дожигания РПД. Интегральная схема такой ДУ показана на рис. 4.12. Стартовый РДТТ может выбрасываться из камеры РПД после сгорания заряда либо изготовляться из материалов, сгорающих в конце его работы (например, из магниевых сплавов), а сопло – отбрасываться.

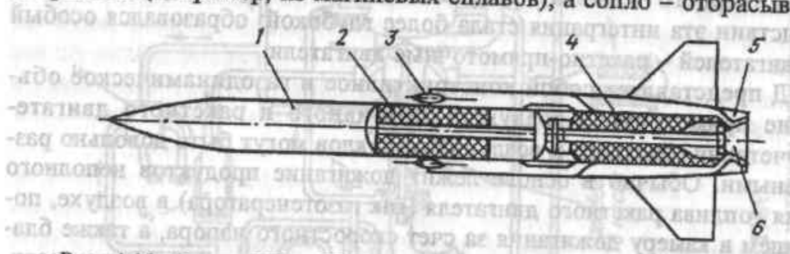


Рис. 4.12. Схема ЗУР с РПД интегральной схемы:

1 – корпус ракеты; *2* – твердотопливный газогенератор; *3* – боковой воздухозаборник; *4* – твердотопливный ускоритель; *5* – сопло РПД; *6* – сбрасываемое сопло ускорителя

Для получения высоких энергетических характеристик важно обеспечить надежное смешивание продуктов сгорания с воздухом в пределах длины камеры сгорания и устойчивое горение. Этот процесс определяется внутрибаллистическими характеристиками двигателя и типом топлива. Обычно применяют смесевые топлива на основе высокомолекулярных органических соединений в качестве горючих и перхлората аммония в качестве окислителя, соотношения между которыми выбираются (с избытком горючего) в соответствии с режимами работы РПД. В этих топливах используются различные металлические добавки (магний, алюминий, бор и др.), повышающие теплопроизводительность и теплотворную способность твердых топлив.

4.2. АНАЛИЗ ХАРАКТЕРИСТИК ТВЕРДЫХ ТОПЛИВ И ЗАРЯДОВ

4.2.1. Твердые топлива двигательных установок ЗУР

Твердое ракетное топливо (ТРТ) представляет собой смесь основных компонентов – окислителя и горючего, которые могут в определенных соотношениях образовывать заряд твердого топлива длительного хранения.

ТРТ является основным источником энергии двигателя, следовательно, и ракеты в целом. От свойств и характеристик ТРТ зависят количество тепла, выделяемого при горении, а также параметры газообразных продуктов сгорания, истекающих из двигателя и создающих тягу. В РДТТ энергия топлива преобразуется в энергию движения ракеты, и от качества этого преобразования зависит в конечном итоге энергетическая эффективность двигателя. В РДТТ различных классов находят применение твердые топлива, которые по физической структуре можно разделить на три группы: двухосновные (гомогенные), смесевые (гетерогенные), модифицированные смесевые–двухосновные. В РДТТ зенитных ракет используются преимущественно топлива двух первых групп.

Двухосновные твердые топлива. В двухосновных (гомогенных или баллиститных) топливах горючее и окислитель объединяются в одной молекуле и обладают свойством самоподдерживающегося горения. В смесевых ТРТ, в отличие от баллиститных, имеются отдельные молекулы горючего и окислителя. Двухосновные топлива представляют собой коллоидальные соединения нитроцеллюлозы (с высоким содержанием азота) и труднолетучих растворителей (нитроглицерина, динитротолуола и др.). Основой топлива является нитроклетчатка – продукт нитрации целлюлозы. В чистом виде в качестве топлива нитроклетчатка не может быть использована из-за ее züристо-волокнистой структуры, которая вызывает объемное горение вещества, обычно переходящее в детонацию (взрыв). Исключение детонации достигается обработкой нитроклетчатки малолетучим растворителем; в результате получают пластифицированную желатинообразную массу. Последующими добавками и обработкой этой массе придают требуемые термопрочность и форму.

Чтобы горение топлива было стабильным, обычно нитроглицерина должно быть не более 47 %, а в типовых составах около 25–30 %. Примерно 15–16 % массы топлива приходится на различные присадки, в числе которых пластификаторы (8–11 %), стабилизаторы химической стойкости (1–5 %), катализаторы скорости горения (до 5 %), технологические добавки (до 2 %).

Двухосновные топлива имеют широкий диапазон скорости горения, сравнительно высокую стабильность физико-механических свойств, длительные (до 20 лет) сроки хранения и более низкую по сравнению со смесевыми ТРТ стоимость. Одним из наиболее существенных качеств двухосновных ТРТ является бездымность продуктов их сгорания, особенно важная сегодня для ЗУР, оснащенных комплексом оптико-электронных средств.

Производство зарядов из двухосновных топлив может осуществляться как с помощью прессования с последующей механической отработкой и частичным бронированием, так и путем штампования или литья. В

нашей стране применяются преимущественно тщательно отработанная при производстве артиллерийских снарядов технология прессования ТРТ.

Применение двухосновных ТРТ в российских ЗУР новых поколений весьма ограниченно. Исключение составляют лишь сравнительно малогабаритные ДУ и различного рода газогенераторы для силовых систем вспомогательного назначения. В странах Запада (США, Франция, Англия) двухосновные ТРТ и сегодня еще находят довольно широкое применение, благодаря более широкой номенклатуре составов и технологических схем изготовления зарядов из них (и в первую очередь – литьевых), а также их бездымности.

Модифицированные смесевые-двухосновные (или нитрозольные) ТРТ. Эти топлива занимают промежуточное положение между двухосновными и смесевыми. Их получают введением в двухосновные ТРТ различных активных добавок, например неорганического окислителя (перхлорат аммония) или энергетических нитроаминовых наполнителей. В случае отсутствия требований по бездымности продуктов сгорания в состав этих топлив вводится порошкообразный алюминий для дополнительного повышения энергетических свойств. Нитрозольные топлива, сохраняя литейные технологические свойства смесевых топлив, могут превосходить их по энергетическим характеристикам. Однако, как правило, они имеют более высокую температуру продуктов сгорания, характеризуются значительной зависимостью скорости горения от температуры, давления и повышенной чувствительностью к различного рода внешним воздействиям, особенно к низким температурам, вследствие ограниченной деформационной способности. Все это, включая повышенную стоимость, ограничивает их применение для ЗУР. За рубежом (США, Франция) высокоэнергетические нитрозольные топлива используют в основном для РДТТ верхних ступеней баллистических ракет стратегического назначения. В нашей стране эти топлива практически не применяют.

Смесевые твердые топлива. Смесевые ТРТ состоят из неоднородной механической смеси неорганического окислителя, горючего-связующего и энергетических металлических добавок. В качестве окислителя обычно используется перхлорат аммония различной степени дисперсности, который имеет высокое содержание активного кислорода, характеризуется низкой стоимостью и доступной технологией изготовления. Горючими-связующими могут быть синтетические смолы, каучуки и полимеры. Почти все используемые в настоящее время горючие-связующие являются термоактивными пластмассами. По типу горючего-связующего обычно и дается название топлива.

В настоящее время наиболее распространенным горючим-связующим, применяемым за рубежом, являются полимеры, полученные на основе полибутадиенов, которые вытеснили полиуретаны. К таким полимерам относятся сополимер PBAA (полибутадиенакриловая кислота), термополимер PBAN (смесь полибутадиена акриловой кислоты и акрилонитрила), а также полибутадиен с концевыми карбоксильными – CTPB и гидроксильными – HTPB группами. Самым эффективным полибутадиеном считается сегодня HTPB, с точки зрения как энергетики, так и технологии изготовления, механических свойств при отрицательных температурах и возможностей хранения. Топлива на основе HTPB имеют относительно малую стоимость, высокий объемный единичный импульс; скрепление заряда со стенками камеры надежное. В качестве энергетических добавок, повышающих одновременно плотность топлива и стабильность его горения, наиболее часто используется порошкообразный алюминий (иногда гидриды алюминия и бериллия).

Для смесевых топлив, в отличие от двухосновных, отсутствуют ограничения по процентному соотношению горючего и окислителя. Типовое смесевое топливо содержит:

Перхлорат аммония	60–80 %
Горючее-связующее	15–20 %
Энергетические добавки	10–20 %
Катализаторы и прочие добавки	до 5 %

Достоинством смесевых топлив являются более высокие, по сравнению с двухосновными, энергобаллистические характеристики, длительные сроки хранения, удовлетворительные физико-механические характеристики в зоне отрицательных температур, высокая технологичность. Все это делает их наиболее приемлемыми для использования в разгонно-маршевых РДТТ. К недостаткам смесевых топлив следует отнести значительное дымообразование при горении, что объясняется наличием в их составе перхлората аммония и алюминия. В тех случаях, когда обеспечение бездымности является решающим фактором (для ЗУР, оснащенных оптико-электронными средствами), количество алюминия в топливе может

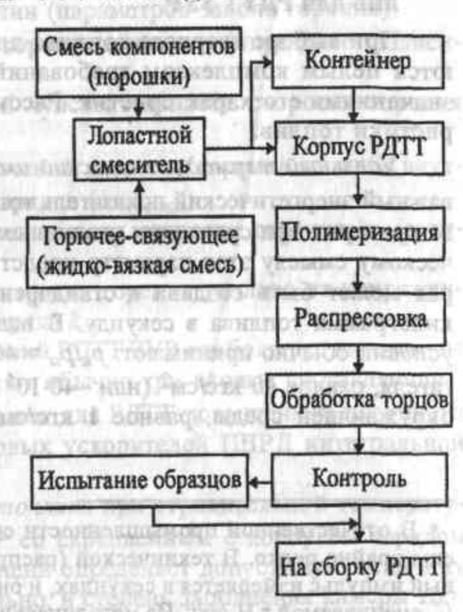


Рис. 4.13. Блок-схема технологического процесса формирования литейного заряда из смесевого топлива

быть значительно снижено (до < 4 %), а также могут быть введены специальные пламегасящие присадки. Однако это приводит к снижению удельного импульса и прочности топлива.

Заряды из смесевых топлив изготавливаются методом литья (свободного или под давлением) как в специальную изложницу или каркас, так и непосредственно в камеру двигателя (с использованием защитно-крепящих слоев, теплозащитных покрытий и формообразующей оснастки, рис. 4.13). После заливки корпус двигателя помещается в термостат, где при повышенных температуре и давлении происходит полимеризация заряда. Время полимеризации оказывает существенное влияние на качество топливного заряда. После окончания полимеризации и извлечения формообразующей оснастки производятся (при необходимости) дополнительная механическая обработка заряда и контроль качества собственно заряда и его приклейки к корпусу (рентген, ультразвуковой контроль, гаммадефектоскопия и т.п.). При этом, в отличие от метода прессования, принятого для двухосновных топлив, подобная технология не накладывает никаких ограничений ни на диаметр, ни на массу топливного заряда.

4.2.2. Основные характеристики ТРТ и принципы выбора топлив для РДТТ ЗУР

При выборе твердого топлива для РДТТ ЗУР обычно руководствуются целым комплексом требований, предъявляемых к ТРТ, а также значениями его характеристик. Рассмотрим вначале основные характеристики топлив.

Удельный термодинамический импульс тяги – $I_у^т$, Н·с/кг* – наиболее важный энергетический показатель топлива, часто используемый в качестве критерия при сравнении различных рецептур топлив. По своему физическому смыслу этот параметр представляет собой расчетную тягу, которая может быть создана в стандартных условиях при сгорании одного килограмма топлива в секунду. В нашей стране в качестве стандартных условий обычно принимают: $p_к/p_a = 40/1$, где $p_к$ – давление в камере двигателя, равное 40 кгс/см^2 (или ~40·10^5 Па); p_a – давление на срезе сопла и окружающей среды, равное 1 кгс/см^2 (10^5 Па). Стандартное значение

* В отечественной промышленности система единиц СИ применяется пока еще крайне редко. В технической (распространенной) системе единиц удельный импульс измеряется в секундах, и он численно в 9,8 раз меньше величины $I_у$, оцениваемой в Н·с/кг. Из методических соображений в настоящем учебнике при количественных оценках значения рассматриваемых величин приводятся, как правило, в единицах обеих систем.

удельного импульса обозначается $I_у^{40/1}$. За рубежом, как правило, в качестве стандартных условий принимается соотношение $p_к/p_a = 70/1$.

Плотность топлива ρ, кг/м^3. От этой величины зависит объем камеры двигателя, а следовательно, ее габариты и масса.

Температура продуктов сгорания $T_к$, К. Чем выше $T_к$, тем больше удельный импульс $I_у^т$, но одновременно возрастает интенсивность нагрева элементов конструкции двигателя. Иногда в качестве параметра, характеризующего работоспособность топлива, используется так называемая «сила топлива» $RT_к$, кгс·м/кг (Дж/кг), где R – удельная газовая постоянная продуктов сгорания. С физической стороны сила топлива характеризует работу, которую могут производить продукты сгорания при их расширении.

Скорость горения топлива $u_г$, мм/с, оцениваемая при стандартных условиях, соответствующих $p_к$ = 40 кгс/см^2 (40·10^5 Па) (или $p_к$ = = 100 кгс/см^2 (100·10^5 Па)) и $t_{зар}$ = +20°С. Этот параметр топлива оказывает определяющее влияние на внутрибаллистические характеристики двигателя и их разбросы. В свою очередь, скорость горения топлива является функцией следующих величин (параметров закона горения):

– показатель степени в законе горения топлива ν (определяет зависимость $u_г$ от давления в камере);

– коэффициент температурной чувствительности скорости горения топлива α_t;

– технологический разброс значений скорости горения топлива внутри и между партиями топливных зарядов $(\Delta u_г)_{техн}$;

– коэффициент эрозионной зависимости скорости горения k_w (зависит от природы топлива);

– коэффициент зависимости скорости горения топлива от напряженно-деформированного состояния заряда k_ε.

Как показывает опыт, для условий РДТТ ЗУР наибольшее влияние на скорость горения топлива оказывают обычно три первые составляющие: ν, α_t, $(\Delta u_г)_{техн}$. Коэффициент k_w важен для РДТТ повышенной плотности заполнения, а также для бессопловых ускорителей ПВРД интегральной схемы.

Относительная деформация топлива при отрицательной температуре $\varepsilon(t_{зар} = t_{зар\ min})$. Для РДТТ ЗУР со скрепленным с корпусом зарядом этот параметр в значительной степени определяет допустимую величину свода горения заряда, а следовательно, и степень заполнения камеры топливом. Заметим, что для вкладных зарядов важным параметром, определяющим площадь опорного уступа, является предел прочности топлива на смятие при положительной температуре – $\sigma_{см}(t_{зар} = t_{зар\ max})$.

Кроме основных параметров, указанных выше, существует еще ряд характеристик, влияющих на выбор топлива. В их числе:

– количество конденсированной фазы в продуктах сгорания топлива (для современных смесевых топлив до 40 %). Этот параметр влияет на величину потерь импульса, степень теплоэрозионного воздействия потока на элементы конструкции РДТТ, а также на степень дымообразования в истекающей струе двигателя;

– минимальный уровень давления $p_{к\ min}$, при котором горение топлива происходит стабильно (параметр, важный для двухрежимных однокамерных двигателей, а также двигателей с регулированием тяги за счет изменения давления);

– стоимость одного килограмма топлива данной рецептуры и килограмма заряда из этого топлива, технологичность при изготовлении и степень отработанности топлива выбранного состава;

– температура структурного стеклования топлива, которая не должна быть выше нижней границы температурного диапазона эксплуатации двигателя;

– безопасность топлива при эксплуатации (стойкость к механическим воздействиям, отсутствие детонации при падении в составе двигателя, прострелах пулей или осколком и пр.), неагрессивность и нетоксичность;

– возможность длительного хранения без изменения физико-механических, химических и энергобаллистических характеристик.

Ниже, в табл. 4.1, приведены типовые значения ряда указанных выше характеристик для двухосновных и смесевых твердых топлив, используемых в РДТТ ЗУР. Для сравнения в табл. 4.2* приведены некоторые характеристики твердых топлив, применяемых в РДТТ ракет стратегического назначения США.

Предварительный выбор топлива для РДТТ ЗУР производится уже на стадии технических предложений, когда формируются основные требования к двигателю в составе ракеты и происходит выбор рациональных значений параметров ДУ и ракеты в целом. Задача выбора типа и марки топлива РДТТ сводится при этом к определению конкретного состава (из серии имеющихся в распоряжении), наиболее полно удовлетворяющего комплексу предъявляемых требований. Выбор топлива начинается с уточнения назначения РДТТ, конструктивно-баллистической схемы двигателя и заряда, температурного диапазона эксплуатации РДТТ, требований по бездымности его факела и других эксплуатационных и экономико-технологических требований. Далее формируют требования к топливу по

* По данным журнала «Техника и вооружение», 1991, № 12.

скорости горения (с учетом возможности ее регулирования в рамках выбранной рецептуры топлива), стремясь одновременно получить максимальный удельный импульс, плотность и величину допустимой деформации (при отрицательной температуре), а также минимальную температуру продуктов сгорания и количество конденсированной фазы в них.

Таблица 4.1

Характеристика	Двухосновные ТРТ		Смесевые ТРТ	
	без металла	с алюминием	без металла	с алюминием
Удельный импульс тяги $I_у^{49\text{л}}$, $\frac{Н\cdot с}{кг}$, с	2060–2109 210–215	2207–2256 225–230	2207–2256 225–230	2403–2452 245–250
Удельная плотность $\rho \cdot 10^{-3}$, кг/м^3	1,54–1,70	1,62–1,67	1,56–1,75	1,73–1,95
Температура газов $T_к$, К	2600–2800	3000–3200	1800–3500	3600–3580
Содержание алюминия, %	–	6–12	–	5–26
Весовая доля конденсированной фазы	–	0,11–0,25	–	0,10–0,43
Скорость горения, $u_г^{100}$, мм/с	5–25	13–30	4–15	5–65
Показатель степени в законе горения ν	0,2–0,6	0,6–0,8	0,20–0,50	0,20–0,40
Коэффициент температурной чувствительности α_t	0,0015–0,0035	0,0025–0,005	0,002–0,003	0,001–0,003
Технологический разброс скорости горения $(\Delta u_г)_{техн}$, %	±10	±10	±(3–4)	±(3–4)
Деформация топлива $\varepsilon_{50°С}$,%	–	–	до 25	до 50
Минимальный уровень давления для стабильного горения, $p_{min\ стаб}$, кгс/см^2	≥ (20–25)	≥ (20–25)	≥ (10–20)	≥ (5–20)

Как следует из сказанного выше, в процессе выбора топлива часто приходится идти на различного рода компромиссы в зависимости от уровней приоритетов тех или иных характеристик ТРТ, которые, в свою очередь, определяются интересами ракеты. Возможно проведение сравнительных оценок нескольких альтернативных вариантов ТРТ, различающихся значениями основных характеристик. В частности, может решаться задача оптимизации количества металла в топливе с учетом изменения энергетики, плотности и потерь на двухфазность, производиться оценка эффективности

Таблица 4.2

Тип топлива	Рецептурный состав, %				Удельный импульс $I_у^{40/1}$, Н·с/кг (с)	Удельная плотность $\rho \cdot 10^{-3}$, кг/м^3	Температура горения $T_к$, К	Скорость горения при $p_к = 40$ $u_г$, мм/с	Показатель ν	Класс*) ТРТ	Стоимость** ТРТ, долл./кг	Стоимость** заряда, долл./кг	Тротиловый эквивалент
	Перхлорат аммония	Октоген (HMX)	Алюминий	Горючее - связующее									
HTPB	66–70	0–20	18–21	10–14	2443–2492 (249–254)	1,76–1,81	3410–3630	7–16,5	0,28–0,45	1,3	2,85	5,5	0,4
XLDB	2–14	40–2	19–21	25–27	2492–2511 (254–256)	1,87–1,89	3680–3850	7–12,5	0,6	1,1	3,0	5,5–6,6	1,27
NEPE	5–15	40–52	17–21	23–27	2502–2531 (255–258)	1,85–1,89	3600–3780	9–14	0,6	1,1	3,5	7–7,7	1,25

*) Класс ТРТ характеризует способность топлива к детонации.
**) По состоянию на 1987 г.

топлив с различным уровнем допустимой деформации при отрицательной температуре или оценка топлив различного типа (двухосновных, модифицированных, смесевых) и т.п. Для приближенной оценки баллистической эффективности топлива в составе ракеты иногда используется коэффициент $k_т$, определяемый зависимостью

$$k_т = I_у^т \rho_т^{(1-0,6\mu_т)},$$

где $\mu_т$ – относительный запас топлива ракеты (ступени).

4.2.3. Конструктивные схемы зарядов топлива

Выбор конструктивно-компоновочной схемы РДТТ неразрывно связан с выбором типа и формы топливного заряда и способом крепления заряда в камере. Основные требования, предъявляемые к заряду твердого топлива (ЗТТ), заключаются в следующем:

– форма (геометрия) заряда должна обеспечивать надежное воспламенение и заданный закон изменения поверхности горения в процессе работы, а следовательно, характер газообразования, изменение давления в камере и тяги двигателя во времени в соответствии с требованиями, предъявляемыми ракетой;

– свод горения должен обеспечивать требуемое время работы РДТТ, исходя из располагаемых значений скорости горения топлива и диаметра камеры (с минимизацией остатков топлива, догорающих на спаде тяги);

– заполнение камеры топливом должно быть максимально полным; при этом следует предусматривать защиту стенок камеры от теплоэрозионного воздействия продуктов сгорания в полете (в условиях наличия высоких боковых перегрузок) и выполнение требований газодинамики течения продуктов сгорания по тракту двигателя;

– изготовление топливного заряда должно быть безопасным и высокотехнологичным, а его стоимость – минимальной.

В зависимости от типа и назначения двигателя в отечественных РДТТ ЗУР на различных этапах разработки использовались как вкладывающиеся в камеру заряды (многошашечные и моноблочные), так и скрепленные с корпусом. Опыт отработки современных РДТТ ЗУР, а также двигателей ракет других классов свидетельствует о том, что последние обеспечивают более высокую степень заполнения камеры топливом и, соответственно, более высокий уровень энергомассового совершенства РДТТ в целом, что связано с отсутствием потерь объема на организацию застойной зоны в зазоре между зарядом и корпусом, а также с отсутствием пассивной массы бронепокрытий заряда, теплозащиты камеры и узлов крепления заряда. Так, замена вкладного заряда из двухосновного твердого топлива скрепленным с корпусом зарядом из смесевого

топлива при модификации одного из боковых ускорителей ЗУР позволила увеличить массу топлива, размещаемого в камере постоянного объема, примерно в 1,4 раза, а суммарный импульс тяги двигателя – в 1,6 раза.

В качестве форм зарядов в двигателях ЗУР наиболее часто употребляются следующие конфигурации (рис. 4.14):

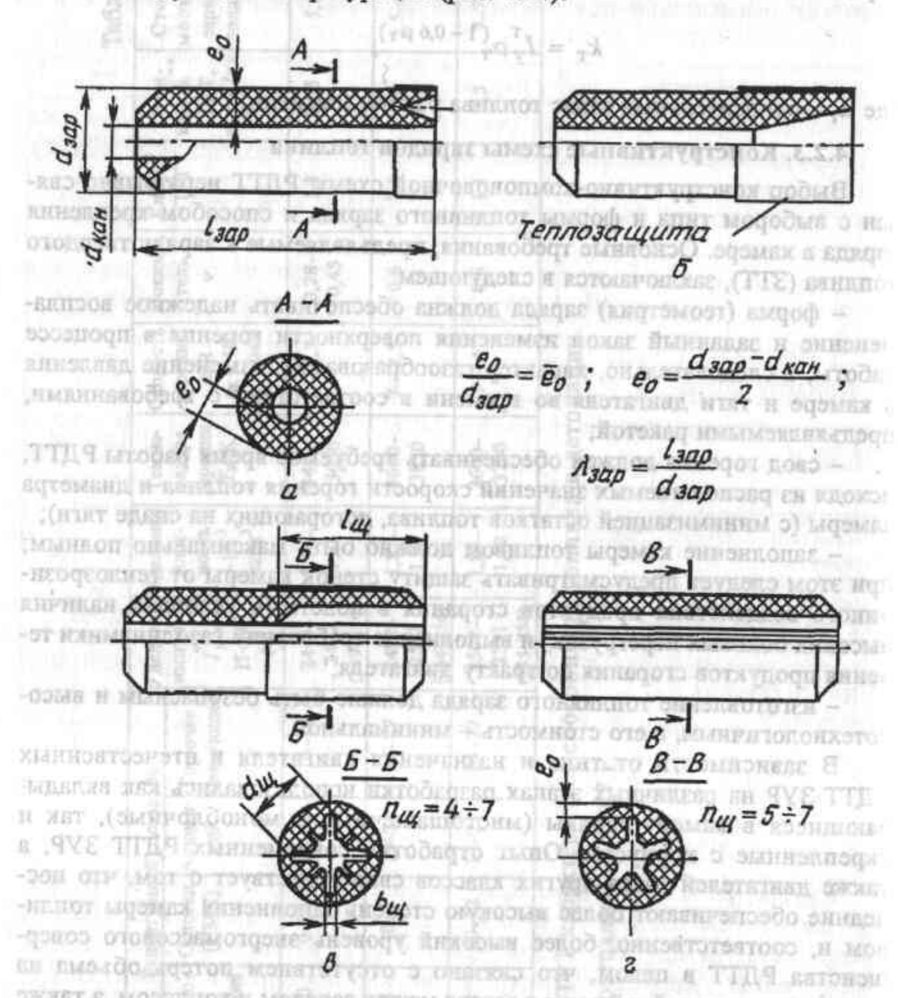


Рис. 4.14. Распространенные схемы топливных зарядов

а) трубчатая, с открытыми торцами и кольцевыми проточками-компенсаторами на них;

б) трубчатая с каналом цилиндроконической формы;

в) трубчато-щелевая (с щелями-компенсаторами, обращенными к переднему или заднему торцу двигателя);

г) трубчатая с каналом звездообразной формы.

Основным общим свойством указанных форм зарядов является возможность обеспечения закона изменения тяги двигателя по времени, близкого к нейтральному, который для ЗУР при отсутствии специальных требований является наиболее эффективным. Требуемое постоянство закона тяги двигателя, а следовательно, и давления достигается за счет примерно постоянной площади поверхности горения заряда (что обеспечивает получение максимального суммарного импульса двигателя при минимальной массе РДТТ).

Каждая из перечисленных выше конфигураций заряда обладает характерными свойствами, которые и определяют область ее возможного применения в составе РДТТ ЗУР. Например, схемы «*а*» и «*б*» довольно просто обеспечивают получение заданных характеристик поверхности горения, времени работы и степени заполнения камеры топливом при удлинении зарядов $\lambda_{зар} = l_{зар} / d_{зар}$ в диапазоне 2–2,5. Схема «*г*» характеризуется относительно меньшей величиной свода горения заряда, а также довольно значительным временем спада тяги, что объясняется догоранием остатков топлива. Наиболее широкое применение в разгонно-маршевых РДТТ ЗУР нашла трубчато-щелевая форма заряда, которая позволяет довольно легко получить и скорректировать в процессе отработки требуемый закон изменения поверхности горения без дегрессивно догорающих остатков, обеспечить высокую степень заполнения камеры топливом, требуемое время горения, защиту стенок камеры от теплоэрозионного воздействия продуктов сгорания и оптимальные газодинамические характеристики потока при его движении по тракту двигателя. Поскольку время работы РДТТ ЗУР относительно непродолжительно, дополнительная масса ТЗП, наносимая в районе щелевого компенсатора заряда, обычно невелика. В ряде случаев, например для разгонных двигателей с очень малым временем работы, более предпочтительной может оказаться «звездообразная» форма заряда, учитывая ее развитую поверхность и примерно на 40 % меньший, чем для заряда трубчатой формы, требуемый уровень собственной скорости горения топлива при практически той же степени объемного заполнения камеры.

На начальном этапе проектирования РДТТ в составе ракеты закон изменения поверхности горения заряда может быть принят приблизительно нейтральным. На более поздних этапах, для расчета текущих значений поверхности горения заряда, могут быть использованы как графоаналитические методы, так и специальные программы, которые позволяют рассчитывать по методу элементарных объемов поверхность горения зарядов

практически любой конфигурации. С помощью подобных программ производится также расчет центра масс и моментов инерции заряда.

Одной из характерных особенностей ЗУР малой или средней дальности является наличие в их составе однокамерных двухрежимных двигателей, последовательно обеспечивающих (с помощью соответствующего закона изменения поверхности горения заряда) два различных режима работы – стартовый и маршевый. Опыт отработки современных отечественных двухрежимных РДТТ ЗУР свидетельствует о том, что характеристики таких двигателей наиболее эффективно реализуются с помощью скрепленного с корпусом моноблочного заряда трубчато-щелевой формы. Причем длина щелевого компенсатора выбирается в этом случае в функции предельного соотношения тяги двигателя на стартовом и маршевом режимах $\bar{l}_{щ} = \dfrac{l_{щ}}{l_{зар}} = f\left(\dfrac{R^{ср}_{старт}}{R^{ср}_{марш}}\right)$. Для приближенных оценок длины щелевого компенсатора можно использовать следующую зависимость:

$$l_{щ} = 0{,}3 + 0{,}06\,\frac{R^{ср}_{старт}}{R^{ср}_{марш}}.$$

4.2.4. Газодинамические и внутрибаллистические параметры и характеристики РДТТ

Рабочий процесс в РДТТ определяется закономерностями горения заряда твердого топлива, движения продуктов сгорания по тракту двигателя и истечения их из сопла. К основным параметрам рабочего процесса относятся давление, температура, плотность, скорость движения и время протекания процесса. Наибольшее значение при оценке характеристик РДТТ ЗУР имеет зависимость изменения давления продуктов сгорания в функции времени, которая определяет характер изменения тяги и суммарный импульс тяги двигателя.

Существующие на сегодняшний день методы расчета параметров рабочего процесса в РДТТ детально изложены в литературе [1, 6, 49]. В настоящем учебнике приводятся лишь основные соотношения, используемые при выборе и определении параметров двигателя на начальной стадии его проектирования в составе ЗУР. При этом основной задачей внутрибаллистического расчета является определение давления в камере и секундного расхода топлива на квазистационарном режиме работы двигателя при различных начальных условиях.

Рассматриваемые ниже соотношения базируются на следующих допущениях:

– продукты сгорания являются смесью идеальных газов;

– процесс истечения продуктов сгорания одномерный и квазистационарный;

– давление и температура газов постоянны по объему камеры;

– топливный заряд горит параллельными слоями;

– нестационарные режимы работы двигателя (воспламенение, спад тяги), учитывая их малую продолжительность, оцениваются приближенно.

Закон горения топлива. Одним из основных параметров, влияющих на процесс горения топливного заряда, является давление $p_к$ в камере сгорания. С его увеличением скорость горения $u_г$ возрастает. При давлениях $p_к$ до (250÷300) кгс/см^2 (25÷30 МПа), наиболее характерных для современных РДТТ, зависимость $u_г = f(p_к)$ хорошо описывается степенным законом горения

$$u_г = u_1 p_к^{\nu}, \tag{4.1}$$

где u_1 и ν – постоянные, зависящие от природы топлива и условий эксплуатации РДТТ. Последнее особенно характерно для u_1. Наибольшее влияние на величину u_1 (см. п. 4.2.2) оказывает начальная (эксплуатационная) температура заряда $t_{зар}$ и технологический разброс значений скорости горения топлива $(\Delta u_г)_{техн}$ внутри и между партиями зарядов. С учетом этих факторов закон горения топлива представляют в виде

$$u_г = u_1^{t_{ном}}\, k_{перех}\left[1 + \alpha_t\left(t_{зар} - t_{ном}\right)\right]\left[1 + (\Delta u_г)_{техн}\right] p_к^{\nu}, \tag{4.2}$$

где $u_1^{t_{ном}}$ – паспортная характеристика u_1, соответствующая номинальным (базовым) значениям $t^{ном}_{зар} = +20°С$ и $p_к$ = 40 или 100 кгс/см^2 ($40 \cdot 10^5$ или $100 \cdot 10^5$ Па); $k_{перех}$ – коэффициент перехода по скорости горения от базовых значений, полученных в приборе постоянного давления, к натурному двигателю; α_t – коэффициент температурной чувствительности скорости горения топлива (см. табл. 4.1).

Давление (статическое) в камере сгорания. При выборе давления следует учитывать, что его влияние на ракету проявляется двояко. С увеличением $p_к$ повышается удельный импульс тяги; следовательно, уменьшаются потребный запас топлива и масса двигателя. Но одновременно возрастает потребная толщина оболочек РДТТ, а значит, и его масса. Оба эти фактора можно сопоставить лишь с помощью критериев эффективности ракеты в целом в процессе оптимизации ее проектных параметров с использованием САПР.

На начальном этапе проектирования ориентировочно можно принимать, что величина максимального давления в камере РДТТ составляет (по данным статистики):

– для стартовых ускорителей, разгонных двигателей ПР, разгонно-маршевых РДТТ ЗУР и БР, а также двигателей верхних ступеней и КА

$$p_{\text{к}\max} = k_p \cdot \frac{150}{\left[\ln \tau_{\text{дв}}^{\text{ном}}\right]^{0,3}}, \tag{4.3а}$$

где давление $p_\text{к}$ в кгс/см^2, а $\tau_{\text{дв}}$ в с; $k_p = 0{,}60 \div 0{,}75$ для РДТТ верхних ступеней и КА; $k_p = 1{,}13 \div 1{,}15$ для РДТТ из высокопрочных композиционных материалов;

– для двухрежимных однокамерных РДТТ

$$p_{\text{к}\max} = 40\,(\bar{P} + 1) \text{ при } \bar{P} = \frac{P_{\text{старт}}^{\text{ср}}}{P_{\text{марш}}^{\text{ср}}} \geq 1{,}5\,; \tag{4.3б}$$

– для импульсных РДТТ из композиционных материалов и двигателей повышения маневренности ЗУР

$$p_{\text{к}\max} = \frac{2000}{\ln \tau_{\text{дв}}}, \tag{4.3в}$$

где $\tau_{\text{дв}} \leq 500$ мс;

– для двигателей специального назначения (отделения, увода и т.п.)

$$p_{\text{к}\max} = \frac{1000}{\ln \tau_{\text{дв}}}, \tag{4.3г}$$

где $\tau_{\text{дв}} \leq 4000$ мс.

Текущее значение давления в камере сгорания определяется из условия баланса прихода-расхода газов, при котором масса образовавшихся в камере газов в единицу времени равна массе истекающих газов из камеры через критическое сечение за то же время. При известных конфигурации топливного заряда, скорости горения и его площади поверхности горения $S_\text{г}(t)$ текущий секундный газоприход продуктов сгорания будет однозначной функцией давления $p_\text{к}$:

$$m_{\text{прих}} = S_\text{г}(\tau)\, u_\text{г}(\tau)\, \rho_\text{т} = S_\text{г}(\tau)\, u_1(\tau) \left(p_\text{к} \sigma_{\text{о}-\text{вых}}\right)^{\nu} \rho_\text{т}\,, \tag{4.4}$$

где $\rho_\text{т}$ – плотность топлива; $\sigma_{\text{о}-\text{вых}}$ – коэффициент потерь статического давления в выходном сечении заряда. Потери давления происходят за счет сопротивления движению газов в канале заряда, что особенно заметно ($\sigma_{\text{о}-\text{вых}} = 0{,}65 \div 0{,}90$) в РДТТ с повышенной плотностью заполнения.

Текущий секундный расход продуктов сгорания $m_{\text{расх}}$ можно найти, используя значение расходного комплекса $\beta_\text{т}$, физический смысл которого соответствует удельному импульсу двигателя без расширяющейся части сопла при условии постоянства давления в камере сгорания:

$$\beta_\text{т} = \frac{p_\text{к} F_{\text{кр}}}{m_{\text{расх}}},$$

где $F_{\text{кр}}$ – площадь критического сечения сопла.

Поскольку $\beta_\text{т}$ определяется исключительно энергетикой (силой) топлива и термодинамическими характеристиками процесса расширения газов:

$$\beta_\text{т} = \sqrt{R T_\text{к}} \Big/ \left[\sqrt{k g}\left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}}\right], \tag{4.5}$$

очевидно, что текущий секундный расход продуктов сгорания

$$m_{\text{расх}} = \varphi_m \frac{p_\text{к}(\tau)\, F_{\text{кр}}}{\beta_\text{т}} \tag{4.6}$$

также является однозначной функцией давления $p_\text{к}$.

Здесь φ_m – коэффициент расхода, учитывающий отличие действительных параметров расхода от теоретических:

$$\varphi_m = \frac{\mu_\text{с} \sigma^*_{\text{о}-\text{кр}}}{\varphi_\beta},$$

где $\mu_\text{с}$ – коэффициент сужения струи в критическом сечении сопла (зависит от конфигурации до- и трансзвуковой части сопла); $\sigma^*_{\text{о}-\text{кр}}$ – коэффициент потери полного давления по тракту двигателя от переднего днища до критического сечения сопла; φ_β – потери энергии в камере двигателя.

Из условия $m_{\text{прих}} = m_{\text{расх}}$ следует

$$p_{\text{к}}(\tau)=\left(\frac{S_{\text{г}}(\tau)\,u_1\,\rho_{\text{т}}\,\beta_{\text{т}}\,\sigma^{\nu}_{\text{о-вых}}}{F_{\text{кр}}\varphi_m}\right)^{\frac{1}{1-\nu}}. \qquad (4.7)$$

Если из условия оптимальности выбрано максимальное давление $p_{\text{к}\,\max}$, то среднее номинальное давление в камере сгорания будет

$$p^{\text{ср}}_{\text{к ном}}=\frac{p_{\text{к}\,\max}}{k_{\Delta\,p_{\text{сл}}}\,k_{p(u_{\text{г}})}\,k_{p(S_{\text{г}})}\,k_{p(t)}}, \qquad (4.8)$$

где $k_{\Delta\,p_{\text{сл}}}$ – коэффициент, учитывающий наличие случайных разбросов давления вследствие случайных отклонений скорости горения топлива, температуры заряда и прочих факторов. Для современных смесевых топлив $k_{\Delta\,p_{\text{сл}}}=1{,}05\div1{,}06$;

$k_{p(u_{\text{г}})}$ – коэффициент, учитывающий наличие технологических разбросов скорости горения топлива $(\Delta u_{\text{г}})_{\text{техн}}$, предусмотренных паспортом на топливо;

$k_{p(S_{\text{г}})}$ – коэффициент, учитывающий максимальное текущее отклонение поверхности горения заряда от ее среднеинтегрального значения: $\Delta\bar{S}_{\text{г}}=\Delta S_{\text{г}\,\max}/S^{\text{ср}}_{\text{г}}$;

$k_{p(t)}$ – коэффициент, учитывающий предусмотренный техническими требованиями температурный разброс в условиях эксплуатации РДТТ.

Последние три коэффициента, определяющие отклонение максимального давления от номинального значения, являются систематическими составляющими полного диапазона отклонения $p_{\text{к}\,\max}$ от $p_{\text{к ном}}$. При известных значениях $(\Delta u_{\text{г}})_{\text{техн}}$, $\Delta\bar{S}_{\text{г}}$, $\Delta t_{\text{зар}}$ эти коэффициенты рассчитываются по формулам

$$k_{p\,(u_{\text{г}})}=\left(1+\Delta\,u_{\text{г техн}}\right)^{\frac{1}{1-\nu}}; \qquad (4.9)$$

$$k_{p\,(S_{\text{г}})}=\left[1+\left(\frac{\Delta S_{\text{г}\,\max}}{S^{\text{ср}}_{\text{г}}}\right)\right]^{\frac{1}{1-\nu}}; \qquad (4.10)$$

$$k_{p\,(t)}=\left[1+\alpha_t\left(t_{\text{зар}\,\max}-t_{\text{зар ном}}\right)\right]^{\frac{1}{1-\nu}}. \qquad (4.11)$$

Минимальное среднее давление в камере сгорания рассчитывается аналогично (4.8), исходя из нормированного температурного разброса $\Delta t=t_{\text{зар ном}}-t_{\text{зар}\,\min}$, по формуле

$$p^{\text{ср}}_{\text{к}\,\min}=\frac{p^{\text{ср}}_{\text{к ном}}}{k_{p(t)}\,k_{p(u_{\text{г}})}}, \qquad (4.12)$$

где

$$k_{p(t)}=\left[1+\alpha_t\left(t_{\text{зар ном}}-t_{\text{зар}\,\min}\right)\right]^{\frac{1}{1-\nu}}. \qquad (4.13)$$

Предельные отклонения внутрибаллистических параметров РДТТ определяются с учетом систематической и случайной составляющих разбросов. Их допустимые значения определяются заданной в ТЗ вероятностью реализации этих параметров.

4.3. ВЫБОР ПРОЕКТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК РДТТ ЗУР

4.3.1. Методические основы проектирования РДТТ

Процесс проектирования двигательной установки неотделим от процесса общего проектирования ракеты, в котором двигательная установка рассматривается как часть единого целого – ЗУР. Проектирование РДТТ ЗУР ведется в итерационном режиме и включает в себя решение трех групп задач.

Первая группа задач имеет целью определение предварительного облика двигательной установки. Эти задачи решаются на этапе технических предложений одновременно с проработкой обликовых параметров ЗУР. В первом приближении облик РДТТ ЗУР характеризует его конструктивно-компоновочная схема, тягово-импульсные характеристики и основные проектные параметры. Их нахождение увязывается с баллистическим проектированием ракеты, в процессе которого определяется необходимая энерговооруженность ЗУР на всех режимах полета.

Вторая группа задач включает в себя уточненный расчет геометрических, массовых, внутрибаллистических и энергетических параметров двигателя. Итогом уточненного расчета является детальное техническое задание на проектирование конструкции двигателя и топливного заряда. Эти задачи решаются на этапе технических предложений и эскизного проектирования ЗУР, как правило, с помощью специализированной системы автоматизированного проектирования (САПР) двигателя (см. п. 7.4.).

Современные математические модели РДТТ позволяют моделировать характеристики разгонно-маршевых РДТТ ЗУР в широком диапа-

зоне изменения основных проектных параметров и конструктивно-компоновочных схем. Объем и степень сложности применяемых алгоритмов, а также требования к точности работы математических моделей соответствуют степени их влияния на критерий эффективности, используемый при проектировании. В процессе автоматизированного проектирования в интерактивном режиме рассматриваются и оптимизируются тип топлива, схема и конструкция двигателя, конфигурация топливного заряда, схема управления вектором тяги и др.

Современные САПР позволяют генерировать и анализировать несколько тысяч возможных вариантов двигателя. Отыскание оптимальной комбинации значений основных проектных параметров из возможного множества их сочетаний достигается методами математического программирования (градиентный метод, случайный поиск и др.) или, при ограниченном числе варьируемых параметров, методом перебора вариантов, позволяющим более точно учесть многочисленные ограничения, имеющие место при реальном проектировании.

Выбор основных параметров РДТТ проводится с учетом систематических и случайных отклонений энергобаллистических характеристик двигателя, рассчитываемых на данном этапе проектирования. Суммарная величина отклонений определяется в зависимости от заданного уровня вероятности реализации параметров. При расчете систематической составляющей отклонений учитываются разбросы начальной температуры топливного заряда и технологические разбросы скорости горения, оговоренные требованиями на РДТТ.

Третья группа задач – детальное проектирование конструкции двигателя и топливного заряда. По данным, полученным на предыдущем этапе, здесь проводится конструктивно-технологическая проработка всех элементов двигателя, включая стыковочно-снаряжательные разъемы, узлы крепления, фланцы, шпангоуты, бандажи и пр. Собственно проектная стадия заканчивается выпуском рабочих чертежей. Далее следует изготовление и доводка опытных образцов.

4.3.2. Выбор конструктивно-компоновочной схемы РДТТ ЗУР

Типовые схемы. Анализ конструктивно-компоновочных схем РДТТ, приведенный в предыдущих разделах, позволяет сделать вывод о том, что для современных и перспективных ЗУР сформировался достаточно определенный облик рациональных двигательных установок. В основном для ЗУР применяют разгонно-маршевые РДТТ, использующие смесевые топлива повышенной плотности с высокими энергетическими и физико-механическими параметрами. Конструкции корпусов РДТТ выполняют из высокопрочных сталей, алюминиевых и титановых сплавов

или композиционных материалов с высокой удельной прочностью и достаточной жесткостью.

Конструктивно-компоновочные схемы металлических корпусов обычно реализуются с разъемом в зоне заднего днища для удаления формообразующей оснастки топливного заряда. При этом сопловой блок может соединяться с камерой двигателя газоводом или выполняться в виде частично вдвинутого в камеру сопла. Корпуса из композиционных материалов выполняются в основном методом спирально-поперечной намотки по схеме «полукокон» также с разъемом в зоне заднего днища и сопловым блоком, как и в предыдущей схеме. Полезные рекомендации по конструктивным схемам двигателей и их типовым элементом можно найти в работах [1, 6, 49].

Выбор конструктивно-компоновочных решений РДТТ – неформальная процедура. Определяющее влияние на выбор схемы оказывают не только энергомассовые характеристики двигателя, но и функциональные особенности ракет. При наличии специальных требований, обусловленных ракетой, спектр возможных конструкций существенно расширяется. Для ракет нового поколения наряду с типовыми конструкциями находят применение многорежимные двигатели с глубоким перепадом тяг, многократного включения, с оптически прозрачными продуктами сгорания, а также различного рода специальные двигатели управления.

Влияние прочности заряда. При выборе конструктивно-компоновочных решений необходимо тщательно анализировать взаимное влияние параметров конструкции корпуса двигателя и характеристик топливного заряда. Опыт проектирования РДТТ ЗУР с зарядами, скрепленными с корпусом двигателя, показал, что слабым звеном и наиболее существенным конструктивно-компоновочным ограничением является прочность заряда твердого топлива при низких эксплуатационых температурах. Рассмотрим физическую сторону этого ограничения.

Работоспособность топливного заряда при низких температурах определяется значением тангенциальной деформации на поверхности канала заряда ε_θ. В условиях эксплуатации значение ε_θ не должно превышать допускаемое значение $\varepsilon_{\theta_{доп}}$, являющееся паспортной характеристикой топлива. Если $\varepsilon_\theta > \varepsilon_{\theta_{доп}}$, то заряд растрескивается, изменяется площадь поверхности горения, нарушается режим работы двигателя.

Напряженно-деформированное состояние заряда и его деформация ε_θ являются функцией эксплуатационных нагрузок, с одной стороны, и геометрических, физико-механических характеристик топливного заряда и материала корпуса двигателя – с другой. Особо отметим, что эксплуатационные нагрузки, помимо внешних нагрузок (n_x) и внутреннего дав-

ления в камере ($p_к$), включают в себя тепловые «нагрузки», возникающие при перепаде температур заряда во времени или вследствие градиента температур по своду заряда при воздействии аэродинамического нагрева.

Особенно опасным является глубокое охлаждение заряда. У смесевых топлив коэффициент линейного расширения обычно на порядок выше соответствующего коэффициента сталей и стеклопластиков, поэтому на границе корпус – заряд у скрепленного заряда возникают отрывные напряжения, а на поверхности канала развиваются тангенциальные растягивающие деформации.

Температурный перепад определяется как

$$\Delta T = T_{равн} - T_{э\min}, \tag{4.14}$$

где $T_{равн}$ – равновесная температура заряда, соответствующая отсутствию напряжений в системе заряд – корпус. Ее величина зависит от технологии полимеризации и свойств заряда, а также характеристик материала корпуса двигателя; $T_{э\min}$ – минимальная эксплуатационная температура заряда.

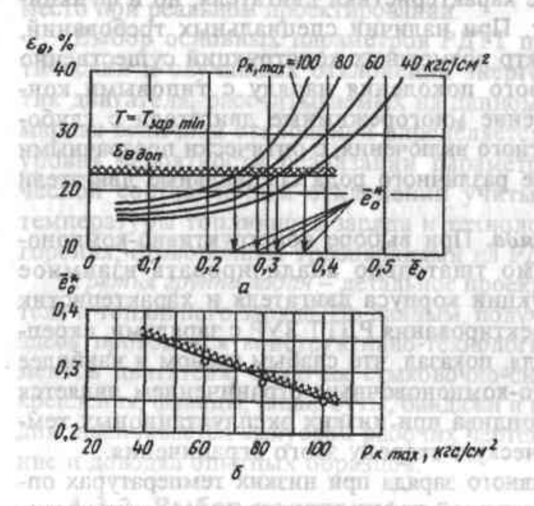


Рис. 4.15. Взаимная зависимость относительного свода горения заряда, прочности заряда (*а*) и максимального давления в камере (*б*)

Поскольку допускаемая деформация топлива $\varepsilon_{\theta доп}$ имеет наименьшее значение при минимальной температуре, то очевидно, что наиболее опасной зоной, определяющей прочность заряда, является центральный канал. При известных физико-механических характеристиках топлива и материала корпуса суммарная тангенциальная деформация

$$\varepsilon_\theta = \varepsilon_\theta(\Delta T) + \varepsilon_\theta(n_x) + \varepsilon_\theta(p_к) \tag{4.15}$$

является функцией нагрузок и свода горения. Характер соответствующей зависимости ε_θ от величины относительного свода горения $\bar{e}_о = e_о / d_{зар}$ и максимального давления в камере (для принятого материала корпуса двигателя) представлен на рис. 4.15, *а*. Ориентировочно

$$\bar{e}_о = 0,5\left(\frac{M-1}{M}\right),$$

где $M = d_{зар} / d_{кам}$ – характерный параметр заряда.

Предельные по ε_θ (т.е. по условию прочности заряда) значения свода горения $\bar{e}^*_о$ (рис. 4.15, *б*) ограничивают не только $p_{к\max}$, но и степень заполнения камеры топливом k_F, поскольку значения k_F являются однозначной функцией относительного свода горения заряда:

$$k_F = \frac{F_{зар}}{F_к} = 4\,\bar{e}_о\,(1 - \bar{e}_о), \tag{4.16}$$

где $F_{зар}$, $F_к$ – площади поперечного сечения заряда и камеры двигателя.

Выбор конструкционного материала. Прочность заряда оказывает заметное влияние и на выбор конструкционного материала корпуса. Это влияние проявляется через деформации $\varepsilon_\theta(p_к)$, которые, помимо давления $p_к$ и относительного свода горения $\bar{e}_о$, зависят от модуля упругости и коэффициента Пуассона материала корпуса. Осредненные значения предельной величины относительного свода горения заряда в зависимости от максимального давления для различных конструкционных материалов корпуса приведены на рис. 4.16.

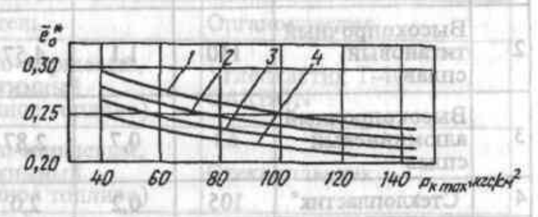


Рис. 4.16. Зависимость допустимого по условиям прочности заряда относительного свода горения от уровня максимального давления в камере для различных материалов корпуса двигателя:

1 – сталь; *2* – алюминиевый сплав; *3* – органопластик; *4* – стеклопластик

Анализ представленных зависимостей позволяет, в частности, сделать заключение о том, что использование композиционных материалов с высокой удельной прочностью и относительно невысокой жесткостью (стеклопластик, органопластик) для корпусов ЗУР со скрепленным зарядом, работающих в широком температурном диапазоне (в том числе при низких температурах), является, в отличие от РДТТ баллистических ракет, не всегда оправданным, так как уменьшается степень заполнения камеры топливом, увеличиваются ее габариты и, как следствие, ухудшаются показатели массового совершенства двигателя в целом.

Здесь полезно заметить, что, наряду с условием прочности заряда, выбор материала для корпуса двигателя зависит еще от целого ряда

других факторов, в числе которых удельная прочность и жесткость материала, нагруженность конструкции, компоновка ракеты. Существенное влияние на выбор конструкционного материала оказывают стоимость и технологические возможности серийного производства двигателя и ракеты.

Некоторые характеристики конструкционных материалов, применяемых для корпусов современных РДТТ ЗУР, приведены в табл. 4.3.

Таблица 4.3

№ п.п.	Конструкционный материал	Характеристики материала					
		Предел прочности на растяжение $\sigma_в$, $1 \cdot 10^{-7}$ Па	Модуль упругости E, $1 \cdot 10^{-11}$ Па	Плотность ρ, $1 \cdot 10^{-3}$, кг/м^3	Удельная прочность $(\sigma_в/\rho)$, $1 \cdot 10^{-5}$ Дж/кг	Удельная жесткость $(\sqrt{E}/\rho)$, $1 \cdot 10^{-7}$ Дж/кг	Относительная стоимость заготовки
1	Высокопрочная сталь	175	2,0	7,79	2,25	1,82	1,0
2	Высокопрочный титановый сплав	110	1,1	4,57	2,41	2,29	25
3	Высокопрочный алюминиевый сплав	63	0,7	2,87	2,20	2,92	19
4	Стеклопластик*	105	0,2	2,0	5,25	2,24	167
5	Органопластик*	97	0,27	1,3	7,46	4,0	583
6	Углепластик* (типа Т-40)	120	0,6	1,5	8,0	5,16	600

*)Для композитов приведены реализованные средние значения характеристик материалов корпусов типа «кокон», выполненных спиральной намоткой.

Из таблицы следует, что наилучшими показателями по удельной прочности и одновременно удельной жесткости обладают сегодня углепластики (например, типа Т-40 CARBON или Т-100 CARBON, США). Но это не значит, что углепластики следует рассматривать в качестве единственного основного материала для РДТТ. Существенным ограничением для композитов является высокая стоимость получения заготовок (см. табл. 4.3). Имеются проблемы в обеспечении требуемого уровня надежности конструкции.

Задача выбора материала для корпуса РДТТ рассматривается на нескольких проектных стадиях. Окончательный выбор материала проводится на стадии эскизного проектирования при оптимизации параметров ЗУР с использованием системных критериев. Конструкционные материалы для корпусов двигателей некоторых современных ракет приведены в табл. 4.4.

Таблица 4.4

№ п.п.	Ракета	Тип РДТТ	Материал корпуса РДТТ
1	48Н6Е (С-300ПМУ)	Разгонно-маршевый, однорежимный	Высокопрочный алюминиевый сплав
2	«Пэтриот» (PAC-2)	Разгонно-маршевый, однорежимный	Высокопрочная сталь
3	«Астер-30»	Ускоритель	Высокопрочная сталь (в перспективе – композит)
4	«Эринт-1» (PAC-3)	Разгонно-маршевый, двухрежимный	Углепластик Т-1000 CARBON
5	9М330 («Тор»)	Разгонно-маршевый, двухрежимный	Высокопрочная сталь
6	«Панцирь С-1»	Ускоритель	Органопластик
7	VT-1 («Кроталь NG»)	Разгонно-маршевый, однорежимный (бездымное топливо)	Углепластик Т-40 CARBON
8	ADATS	Разгонно-маршевый, однорежимный (бездымное топливо)	Стеклопластик

Выбор теплозащиты двигателя. Характерной особенностью современных смесевых твердых топлив является высокая температура продуктов сгорания (T = 3000÷3500 К) и значительное содержание частиц конденсата (до 38 % по массе). Поэтому защита стенок камеры двигателя должна быть не только тепловой, но и эрозионной. Наилучшим образом стенки камеры защищает заряд твердого топлива, скрепленный с корпусом двигателя. Не защищенные топливом стенки подлежат теплоизоляции.

По интенсивности воздействия газового потока на элементы конструкции РДТТ ЗУР его проточный тракт в зависимости от скорости газового потока $W_г$ условно можно разбить на следующие зоны:

1 – застойная, для которой скорость потока $W_г \cong 0$;

2 – переднего днища ($W_г \cong$ (50÷70) м/с);

3 – соплового днища с натеканием продуктов сгорания из щелевой части заряда ($W_г \cong$ (200÷300) м/с);

4 – дозвуковая зона соплового тракта (газовода) с $W_г \geq$ (300÷700) м/с;

5 – трансзвуковая зона сопла ($W_г \cong$ (700÷1200) м/с);

6 – сверхзвуковая зона раструба сопла ($W_г \cong$ (2500÷2800) м/с).

Для первых двух зон обычно применяются эластичные резиноподобные (на основе каучуков со специальными наполнителями) теплозащитные покрытия (ТЗП), работающие без уноса массы (коксующиеся). Для защиты остальных зон используют специальные жесткие эрозионностойкие материалы – слоистые углепластики (зоны 3, 4 и частично 6) и стеклопластики (зона 6). Для защиты зоны 5 в РДТТ ЗУР могут быть использованы специальные графиты (силицированные, пирографиты и т.п.). При этом защита трансзвуковой зоны сопла с помощью специальных вставок из тугоплавких (на основе вольфрама) сплавов не является необходимой, так как величина и темп разгара вкладыша сопла планируются заранее и частично компенсируются (для поддержания стабильности уровня давления в двигателе) соответствующей прогрессивностью закона горения заряда твердого топлива.

Расчет теплового состояния РДТТ для выбранных марок ТЗП и назначенных толщин производится в характерных сечениях вышеуказанных зон проточного тракта с учетом уноса, пиролиза и прогрева ТЗП. В общем случае этот расчет сводится к решению уравнения теплопроводности для многослойной цилиндрической или плоской стенки с переменными по слоям теплофизическими свойствами при известных начальных и граничных условиях. Подобная методика излагается в гл. 8 (см. п. 8.4). Далее тепловое состояние основных конструктивных элементов РДТТ контролируется в процессе огневых стендовых испытаний с помощью термопар. По результатам сравнительного анализа расчетных и экспериментальных данных уточняются алгоритмы и расчетные методики, а также значения согласующих коэффициентов и коэффициентов запаса.

Одной из специфических особенностей проектирования теплозащиты РДТТ ЗУР является необходимость учета воздействия высоких боковых полетных перегрузок на траектории движения агломератов частиц K-фазы. В определенных условиях это воздействие может приводить к осаждению указанных частиц на стенку корпуса, не защищенную зарядом, и, как правило, к появлению бокового прогара корпуса. Необходимо подчеркнуть, что указанное явление не воспроизводится в наземных условиях. Поэтому особую актуальность приобретает создание надежных расчетных методов с использованием данных модельных испытаний.

4.3.3. Тягово-импульсные характеристики и основные проектные параметры двигателя

Тяга РДТТ. Тяга является важнейшей характеристикой двигателя. Она представляет собой равнодействующую всех сил, действующих на внутреннюю поверхность двигателя (газодинамические силы) и на его наружную поверхность (статическое давление окружающей среды). Тяга определяет летные возможности ракеты по дальности, скорости, маневренности и высотности полета, поэтому ее значение диктуется потребностями ЗУР и даже ЗРК.

При формировании облика двигательной установки тяга является определяющей характеристикой. Связь тяги P с проектными параметрами двигателя выражается формулой

$$P = \varphi_P f(k)\, z(\lambda)\, p_к F_{кр} - F_a p_н\,. \tag{4.17}$$

Здесь φ_P – коэффициент потерь тяги, учитывающий отличие реальных процессов, происходящих в двигателе, от идеальных теоретических;

$f(k) = 2\left(\dfrac{2}{k+1}\right)^{\frac{1}{k-1}}$ – газодинамическая функция среднего показателя изоэнтропы расширения k, по физическому смыслу соответствующая приращению тяги за счет перепада давления у переднего и заднего днищ двигателя (т.е. характеризующая «вклад» собственно камеры в значение тяги);

$z(\lambda)$ – газодинамическая функция показателя изоэнтропы расширения и степени расширения сопла $\bar{f}_a = F_a / F_{кр}$, т.е. $z(\lambda) = f(k, \bar{f}_a)$. Величина $z(\lambda)$ отражает «вклад» в тягу, создаваемый сверхзвуковой частью сопла;

$p_к F_{кр}$ – основная составляющая тяги двигателя, создаваемая соплом без сверхзвуковой части; $p_к$ – давление в камере двигателя; $F_{кр}$ – площадь критического сечения;

$F_a p_н$ – высотная поправка тяги; F_a – площадь среза сопла; $p_н$ – статическое давление окружающей среды. Высотная поправка тяги связана с наличием так называемой «неуравновешенной» составляющей сил давления внешней среды на внешний контур двигателя.

Газодинамическая функция $z(\lambda)$ рассчитывается по характеристикам потока в выходном сечении сопла:

$$z(\lambda) = \frac{1}{2}\left(\lambda_a + \frac{1}{\lambda_a}\right), \tag{4.18}$$

где $\lambda_a = W_a / a_{кр}$ – приведенная скорость потока в выходном сечении; W_a – истинная скорость потока в выходном сечении; $a_{кр}$ – скорость в критическом сечении сопла.

При отсутствии отрыва потока от стенок сопла приведенная скорость λ_a однозначно определяется степенью расширения сопла $\bar{f}_a$, которая связана с газодинамической функцией приведенного расхода

$$q(\lambda) = \frac{\rho W}{\rho_{кр}\, a_{кр}} = \left(\frac{k+1}{2}\right)^{\frac{1}{k-1}} \lambda \left(1 - \frac{k-1}{k+1}\lambda^2\right)^{\frac{1}{k-1}} \quad (4.19)$$

соотношением

$$q(\lambda_a) = 1/\bar{f}_a. \quad (4.20)$$

Для расчета функции $z(\lambda)$ вначале по заданному значению степени расширения сопла $\bar{f}_a$ из соотношения (4.20) определяется значение $q(\lambda_a)$. Далее по формуле (4.19) для выходного сечения находится λ_a и, наконец, по формуле (4.18) определяется значение функции $z(\lambda)$.

Физический смысл составляющих тяги позволяет заключить, что первое слагаемое в формуле (4.17)

$$P_{H=\infty} = \varphi_P\, f(k)\, z(\lambda)\, p_к\, F_{кр} \quad (4.21)$$

представляет собой тягу в пустоте (пустотная тяга). Второе слагаемое – высотная поправка, уменьшающая тягу в земных условиях за счет противодавления атмосферы.

Из формулы (4.17) также следует, что при заданных внешних условиях ($p_н$) и характеристиках топлива (k) требуемая тяга может быть обеспечена при разных сочетаниях параметров $p_к$, $\bar{f}_a$ и $F_{кр}$. Это позволяет для обеспечения требуемой тяги два из них выбирать в определенной степени произвольно, и в частности оптимизировать. Обычно оптимизируют параметры $p_к$, $\bar{f}_a$, а $F_{кр}$ определяют на основании формулы (4.17). На начальном этапе проектирования ЗУР, как показано ниже, проектные параметры двигателя выбирают на основе статистических данных, соответствующих оптимальным массоэнергетическим характеристикам существующих двигателей.

Импульсные характеристики РДТТ. Важнейшим параметром технического задания на разработку двигателя является суммарный импульс тяги двигателя

$$I_\Sigma = \int_0^{\tau_{дв}} P(\tau)\, d\tau, \quad (4.22)$$

где $\tau_{дв}$ – время работы двигателя.

Величина I_Σ предопределяет среднеинтегральное значение *удельного импульса тяги двигателя*

$$I_у = \frac{I_\Sigma}{m_{т_\Sigma}} = \frac{P}{m_т}, \quad (4.23)$$

где $m_{т\Sigma} = \mu_т m_0$; $\mu_т$ – относительный запас топлива; m_0 – начальная масса ракеты ; $m_т$ – секундный расход топлива.

Удельный импульс тяги двигателя отражает, с одной стороны, энергетические возможности топлива (см. п. 4.2.2.), а с другой – качество преобразования энергии топлива в условиях данного двигателя в энергию движения ракеты. В связи с этим значение $I_у$ часто используется в качестве одного из критериев энергетического совершенства двигателя.

Связь импульса $I_у$ с параметрами двигателя, как следует из соотношений (4.23) и (4.17) с учетом ранее приведенной зависимости (4.6), выражает формула

$$I_у = \varphi_с \varphi_к\, f(k)\, z(\lambda)\, \beta_т - \frac{\bar{f}_a\, \beta_т\, p_н}{\varphi_m\, p_к}, \quad (4.24)$$

где $I_{уH=\infty} = \varphi_с \varphi_к f(k)\, z(\lambda)\, \beta_т$ – пустотный удельный импульс двигателя;

$$\Delta I_у = \frac{\bar{f}_a\, \beta_т\, p_н}{\varphi_m\, p_к}$$ – высотная поправка.

Здесь $\varphi_с$ – коэффициент, учитывающий потери импульса в сопле; $\varphi_к$ – коэффициент, учитывающий потери импульса в камере; φ_m – коэффициент расхода (см. (4.6)).

Зависимость (4.24) удобна тем, что позволяет количественно оценить влияние основных параметров двигателя на его эффективность. В интегральном плане для типовых разгонно-маршевых РДТТ, стартующих с земли, относительный вклад в пустотный удельный импульс отражают следующие показатели:

$\beta_т$ – доля исходной энергетики топлива в создании $I_{уH=\infty}$ (~55 %);

$f(k)$ – доля камеры двигателя (~12 %);

$z(\lambda)$ – доля сверхзвуковой части сопла (~33 %).

При этом суммарные потери импульса в камере и сопле составляют ориентировочно 6–7 %. Относительная доля высотной поправки при H = 0 в пределах 10 %. Приведем некоторые статистические соотношения, используемые на начальной стадии проектирования ракеты.

Величина расходного комплекса $\beta_т$ обычно определяется на основе паспортных характеристик топлива без проведения термодинамических расчетов:

$$\beta_т = \frac{I_у^т(40/1)}{K_I(40/1)}, \tag{4.25}$$

где $K_I(40/1) \cong 2{,}087 \div 0{,}47k$ – расчетная зависимость, соответствующая стандартным условиям работы двигателя $p_к/p_н$ = 40/1. Для типичных смесевых топлив, используемых в РДТТ ЗУР, среднее значение коэффициента $K_I^{ср}(40/1)$ составляет 1,55.

Для пересчета энергетических характеристик зарубежных топлив, рассчитанных в условиях $p_к/p_н$ = 70/1, к условиям отечественного стандарта (40/1) полезно использовать простые соотношения:

$$\beta_т = I_у^т(70/1)/K_I(70/1)\,; \qquad K_I^{ср}(70/1) \approx 1{,}64\,;$$

$$I_у(40/1) = \frac{I_у(70/1)\,K_I^{ср}(40/1)}{K_I^{ср}(70/1)} \approx 0{,}95\,I_у(70/1)\,. \tag{4.26}$$

Аппроксимация расчетных данных показывает, что оптимальная с точки зрения энергетики двигателя степень расширения сопла в земных условиях определяется соотношением

$$\bar{f}_a^{\,opt} = 0{,}09\,p_к^{ср} + 2\,, \tag{4.27}$$

где $p_к^{ср}$ в кгс/см^2.

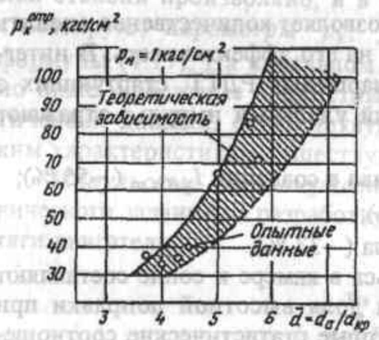


Рис. 4.17. Зависимость степени расширения сопла в сечении отрыва потока от давления в камере РДТТ (на уровне моря)

При этом относительная длина сверхзвуковой части сопла $\bar{l}_{с/з} = \dfrac{l_{с/з}}{d_{кр}}$ составляет

$$\bar{l}_{с/з} = \left(1 + 0{,}0017\bar{f}_a\right)\sqrt{\bar{f}_a}\,. \tag{4.28}$$

Следует помнить, что зависимость (4.24) и статистические соотношения (4.27), (4.28) соответствуют квазистационарным условиям работы двигателя, когда истечение продуктов сгорания происходит без отрыва от стенок сопла. При выборе проектных параметров двигателя следует проверить, выполняется ли условие безотрывности обтекания. Для этой цели может быть использована статистическая зависимость, приведенная на рис. 4.17.

Потери импульса тяги. Реальные процессы, происходящие в камере и сопле двигателя, отличаются от теоретических (идеальных), поскольку расчетные модели неизбежно приближенные. При выборе проектных параметров РДТТ такое отличие учитывается введением коэффициентов потери импульса (тяги) в камере ($\varphi_к$) и сопле двигателя ($\varphi_с$). Эти потери вызываются различными газодинамическими и физико-химическими процессами. Укажем основные процессы и потери.

Потери импульса в камере определяются качеством процесса горения и существенно возрастают при снижении давления в камере до (10÷15)10^5 Па и (или) неполном сгорании топлива.

Статистика показывает, что основная доля потерь у разгонно-маршевых двигателей ЗУР приходится на сопло. Перечислим основные составляющие этих потерь.

Потери импульса из-за рассеивания (ξ_f) связаны со структурным отличием реального потока от идеального. В основном это проявляется в непараллельности поля скоростей и неравномерности поля давления в выходном сечении сопла, что обусловлено отличием реальной длины раструба от идеальной. Тяга и удельный импульс при этом оказываются меньшими по сравнению с их значениями для одномерного потока при этой же степени расширения сопла $\bar{f}_a$.

Потери на трение ($\xi_{тр}$) связаны с наличием в реальном потоке сил трения и пограничного слоя. Помимо непосредственного влияния на импульс, трение и пограничный слой изменяют распределение давления на стенках сопла и теплообмен со стенками, что также уменьшает импульс.

Потери из-за многофазности ($\xi_{мф}$) – это потери, обусловленные наличием частиц конденсированной фазы в продуктах сгорания. В процессе горения металлосодержащих смесевых топлив происходят многостадийные преобразования металлических частиц в волне горения, сопровождающиеся сложным комплексом физических явлений. К их числу относят фазовые превращения, агломерацию и дробление капель (т.е. укрупнение и разрушение расплавленных частиц окиси металла), гидродинамическое и тепловое воздействие потока на частицы и, как следствие, температурное и тепловое отставание частиц, приводящее к потерям импульса тяги.

Прочие (дополнительные) потери ($\xi_{доп}$) обычно связывают с искажением профиля сопла, утопленностью сопла в камеру сгорания, наличием в сопле элементов системы управления вектором тяги.

Как указано выше, при расчетах суммарные потери импульса тяги двигателя оцениваются коэффициентом

$$\varphi_P = \varphi_к \varphi_с = (1 - \xi_к)(1 - \xi_с), \qquad (4.29)$$

где $\xi_к$ – потери импульса в камере двигателя; $\xi_с = \xi_f + \xi_{тр} + \xi_{мф} + \xi_{доп}$ – потери импульса в сопле. Эти потери на начальной стадии проектирования определяются на основе статистических данных, полученных при испытаниях двигателей, подобных разрабатываемому. Для современных РДТТ ЗУР экспериментальные данные о потерях импульса, полученные при наземной отработке двигателей, приведены в табл. 4.5.

Таблица 4.5

Параметр	Тип двигателя			
	Стартовые ускорители	Разгонно-маршевые РДТТ ЗУР	Разгонные двигатели противоракет	Крупногабаритные двигатели БР (при $H = \infty$)
$\xi_к$, %	2–3	1–2	2–3	0,2–0,3
$\xi_с$, %	3–4	4–6,0	3–3,5	5,5–10
$\varphi_{P\,H=\infty}$	0,93–0,95	0,92–0,95	0,93–0,95	0,90–0,93

Критерии конструктивного совершенства РДТТ. Глобальная оценка совершенства двигательной установки проводится на основе критериев эффективности ЗУР (см. гл. 1). В процессе обликового проектирования для сравнительной оценки однотипных двигателей целесообразно использовать приведенные ниже более простые частные критерии.

Конструктивно-массовое совершенство двигателей обычно оценивают показателем

$$\alpha_{дв} = m_{к.дв} / m_{т\Sigma}, \qquad (4.30)$$

где $m_{к.дв}$ – масса конструкции двигателя; $m_{т\Sigma}$ – суммарная масса топлива, размещенного в камере двигателя.

В зарубежной литературе чаще применяют показатель

$$k_m = \frac{m_{т\Sigma}}{m_{т\Sigma} + m_{к.дв}} = \frac{1}{1 + \alpha_{дв}}. \qquad (4.31)$$

Статистические значения показателя конструктивного совершенства разгонно-маршевых РДТТ ЗУР приведены на рис. 4.18 в виде зависимости $\alpha_{дв} = f(m_{т\Sigma})$. Характерной особенностью этой зависимости является существенное влияние масштабного эффекта, т.е. зависимость критерия $\alpha_{дв}$ от абсолютной характеристики двигателя – массы топлива. Причем

эта зависимость особенно сильно проявляется в зоне значений массы топлива $m_{т\Sigma} < 1500 \div 2000$ кг, к которой относятся двигатели практически всех типов ЗУР. Наличие указанной связи требует очень внимательного отношения к анализу массового совершенства и технического уровня даже однотипных двигателей. Для иллюстрации этого положения в табл. 4.6 приведены показатели конструктивного совершенства РДТТ двух реальных ракет.

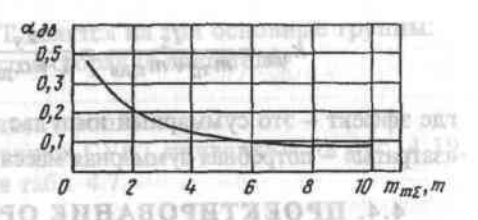


Рис. 4.18. Статистическая зависимость показателя конструктивно-массового совершенства РДТТ от массы топлива

Таблица 4.6

№ п.п.	Тип РДТТ	Тип ЗУР	Масса топлива, кг	Материал корпуса двигателя	$\alpha_{дв}$	k_m
1	Однорежимный разгонно-маршевый	Средней дальности	1050	Высокопрочный алюминиевый сплав	0,21	0,83
2	Однорежимный разгонно-маршевый	Малой дальности	32	Углепластик	0,19	0,84

На первый взгляд можно заключить, что оба двигателя имеют практически одинаковый уровень технического совершенства. Однако более детальный анализ представленных показателей в сопоставлении с достигнутым уровнем для узкого класса ракет существенно уточняет первоначальный вывод.

Детальный анализ показывает, что РДТТ № 1 по техническому уровню действительно соответствует современным разгонно-маршевым РДТТ ЗУР своего класса. В то же время уровень конструктивно-массового совершенства РДТТ № 2 примерно в два раза превышает уровень, достигнутый для наиболее совершенных РДТТ ЗУР данного класса, близких к массе топлива. Столь высокие показатели у РДТТ № 2 получены за счет использования высокопрочного углепластика в конструкции корпуса двигателя, что, кроме облегчения массы двигателя, позволило одновременно существенно поднять уровень давления в камере, а следовательно, и энергетику РДТТ.

Более комплексная оценка (по сравнению с $\alpha_{дв}$ и k_m), отражающая энергомассовое совершенство двигателя, достигается с помощью критерия типа «эффект–затраты»:

$$k_{э/з} = \frac{I_\Sigma}{m_{\text{T}\Sigma} + m_{\text{к.дв}}} = \frac{I_\text{У}}{1 + \alpha_\text{дв}} = I_\text{У} k_m, \quad (4.32)$$

где эффект – это суммарный импульс тяги I_Σ, создаваемый двигателем, а «затраты» – потребная суммарная масса двигателя $m_{\text{T}\Sigma} + m_{\text{к.дв}}$.

4.4. ПРОЕКТИРОВАНИЕ ОРГАНОВ УПРАВЛЕНИЯ ВЕКТОРОМ ТЯГИ РДТТ ЗУР

4.4.1. Коструктивные схемы систем управления вектором тяги

Общая характеристика газодинамических способов управления. Газодинамическое управление основано на использовании реактивных управляющих сил и моментов, создаваемых с помощью органов управления разгонно-маршевых двигателей и (или) с помощью специальных газодинамических устройств (например, двигателей поперечного управления). Достоинствами газодинамического управления являются: высокое быстродействие, широкие энергетические возможности, независимость от внешней среды и пространственного положения ЛА. Большинство современных ЗУР широко используют газодинамическое управление, что обусловлено их назначением и, соответственно, режимами полета, когда аэродинамические способы управления либо вообще неприменимы, либо не обеспечивают необходимого быстродействия и реализации располагаемых перегрузок. Эти режимы имеют место:

– на начальном (стартовом) участке разгона ЗУР, когда аэродинамические органы управления неэффективны из-за недостаточной скорости ракеты;

– при «холодном» вертикальном старте ЗУР, когда склонение ракеты возможно лишь с помощью газодинамических сил;

– при полете ЗУР в сильно разреженных слоях атмосферы, например с целью поражения ОТБР или других высотных средств воздушного нападения;

– при поражающем маневре ЗУР (в атмосфере и вне ее) для создания больших поперечных перегрузок (n_y = 20÷40). Подобные условия возникают на конечном участке самонаведения ракеты, когда после определения ее реального положения требуется за очень короткое время ликвидировать промах.

Как следует из определения, газодинамическое управление может обеспечиваться за счет системы управления вектором тяги (СУВТ) разгонно-маршевого двигателя или с помощью специальных газодинамических устройств. Этим двум способам соответствуют два класса исполнительных органов. Рассмотрим первый из этих классов – СУВТ (второй класс описывается ниже, в п. 4.5).

По способу управления СУВТ делятся на три основные группы:

– с отклонением струи продуктов сгорания двигателя;

– с отклонением сопла;

– с инжекцией жидкости или газа в сопло.

Принципиальные схемы основных СУВТ приведены на рис. 4.19, а некоторые их характеристики – в табл. 4.7.

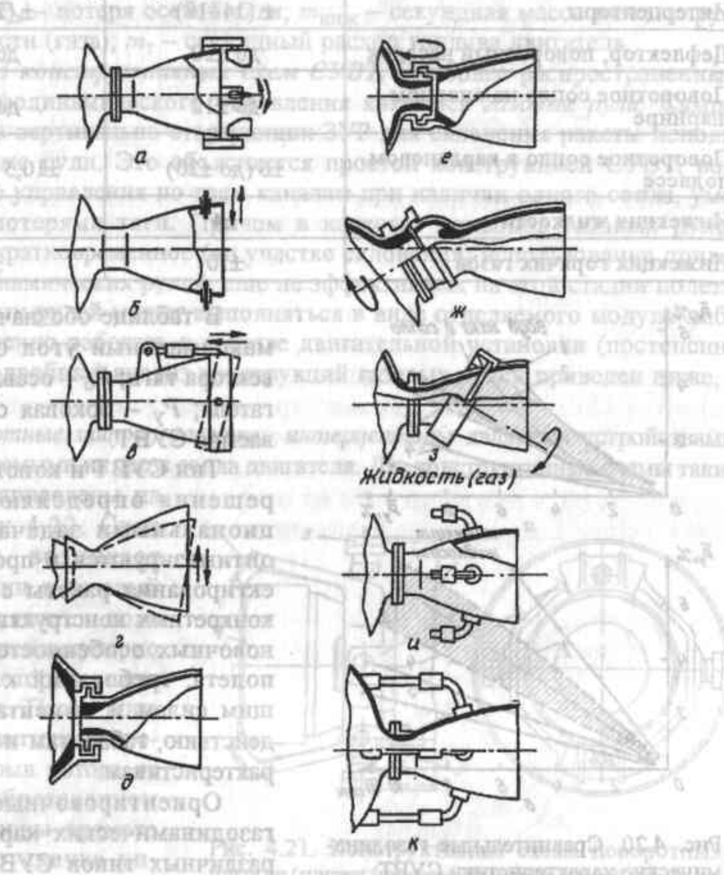


Рис. 4.19. Схема исполнительных органов СУВТ РДТТ:

а – газовые рули; *б* – выдвижные щитки; *в* – поворотный насадок; *г* – поворотное сопло; *д* – качающееся сопло; *е* – резервное сопло; *ж*, *з* – вращающиеся управляющие сопла; *и*, *к* – сопла с инжекцией жидкости (газа)

Таблица 4.7

Тип СУВТ	φ_{max}, °	$\bar{P}_y = P_y/P_o$, %
Газовые рули (для 4-х рулей)	±6	±10
Выдвижные щитки	±7 (до ±18)	±12 (до ±30)
Интерцепторы	± (14÷18)	± (24÷30)
Дефлектор, поворотный насадок	до ±20	до ±30
Поворотное сопло на опорном шарнире	до ±12	до ±20
Поворотное сопло в кардановом подвесе	±6 (до ±20)	±10,5 (до ±34)
Инжекция жидкости	±4	±7
Инжекция горячих газов	±10	±17

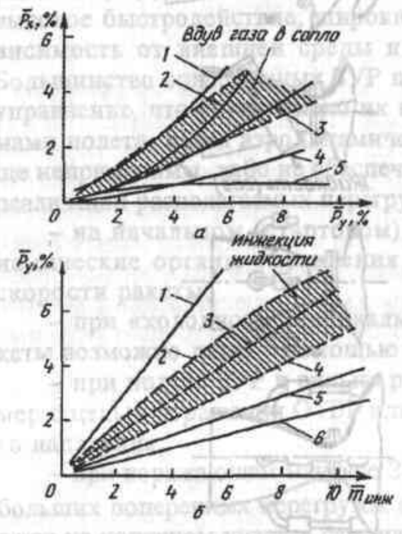


Рис. 4.20. Сравнительные газодинамические характеристики СУВТ:

а – СУВТ механического типа:
1 – газовый руль в сопле; *2* – газовый руль на пилонах; *3* – дефлектор; *4* – разрезное сопло; *5* – поворотное сопло;

б – СУВТ инжекционного типа:
1 – перепуск газа; *2* – N_2O_4; *3* – АК-27И; *4* – фреон-12; *5* – холодный газ; *6* – унитарное топливо

В таблице обозначено: φ_{max} – максимальный угол отклонения вектора тяги; P_o – осевая тяга двигателя; P_y – боковая сила, создаваемая СУВТ.

Тип СУВТ и конструктивные решения определяются функциональными задачами ЗУР и оптимизируются в процессе проектирования ракеты с учетом ее конкретных конструктивно-компоновочных особенностей, условий полета, требований к управляющим силам и моментам, быстродействию, габаритам и прочим характеристикам.

Ориентировочные значения газодинамических характеристик различных типов СУВТ приведены на рис. 4.20. Количественная оценка этих характеристик обычно проводится на основе частных критериев газодинамической эффективности. В числе этих критериев:

$\bar{P}_y = P_y/P_o$ – относительное значение боковой управляющей силы;
$\bar{P}_x = P_x/P_o$ – относительное значение потерь тяги при управлении;
$K = \bar{P}_y/\bar{P}_x$ – коэффициент газодинамического качества; $\bar{m}_{инж} = \dfrac{m_{инж}}{m_т}$ – относительная масса инжектируемой жидкости (газа).

Здесь P_x – потеря осевой тяги; $m_{инж}$ – секундная масса инжектируемой жидкости (газа); $m_т$ – секундный расход топлива двигателя.

Анализ конструктивных схем СУВТ. Наиболее распространенным органом газодинамического управления являются *газовые рули*. Свыше 60 % типов вертикально стартующих ЗУР для склонения ракеты используют газовые рули. Это объясняется простой конструкцией СУВТ, возможностью управления по трем каналам при наличии одного сопла, умеренными потерями тяги. Причем в качестве приводов газовых рулей возможно кратковременное (на участке склонения) использование приводов аэродинамических рулей, еще не эффективных на этой стадии полета. Блок газовых рулей может выполняться в виде отделяемого модуля либо кратковременно работать в составе двигательной установки (постепенно сгорая). Подробный анализ конструкций газовых рулей приведен ниже, в п. 4.4.2.

Поворотные щитки, заслонки, интерцепторы являются устройствами, устанавливаемыми на срезе сопла двигателя. Две конструктивные схемы таких устройств приведены на рис. 4.21 и 4.22. Сила управления возникает при введении в газовый поток исполнительного органа перпендикулярно или под некоторым углом к оси сопла. Перед щитком (интерцептором) происходит отрыв потока от стенки с образованием застойной зоны прямого или косого скачка уплотнения. Это приводит к отклонению газовой струи, т.е. возникновению силы управления, зависящей от степени выдвижения щитка. Потеря тяги определяется разностью давлений перед щитком и за ним. Для получения управляющих усилий по трем каналам необходимо иметь два сопла.

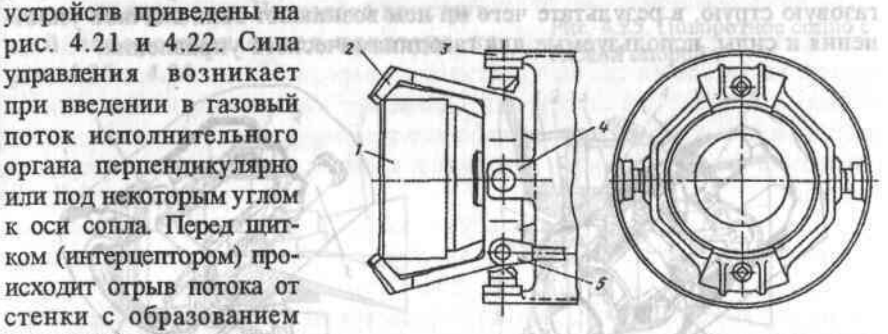


Рис. 4.21. Конструктивная схема поворотных щитков (щитки показаны только в одной плоскости):

1 – сопло РДТТ; *2* – поворотный щиток; *3* – корпус ракеты; *4* – карданов подвес; *5* – тяга привода щитка

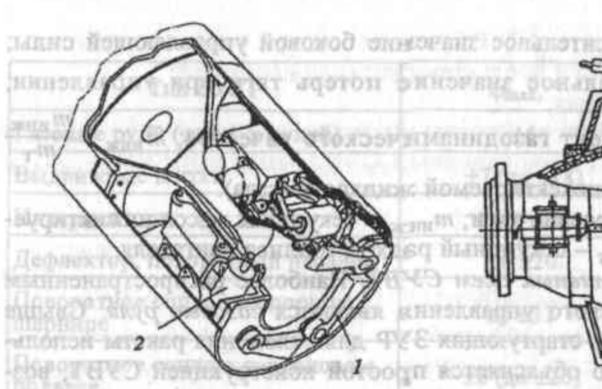


Рис. 4.22. Конструктивная схема СУВТ с интерцептором:

1 – пластинчатый интерцептор; *2* – привод СУВТ

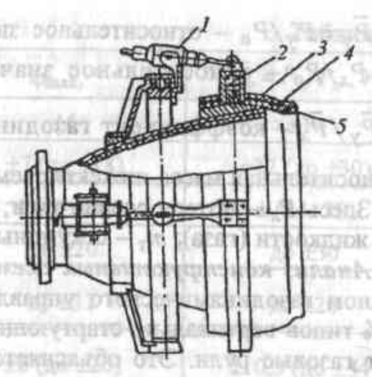
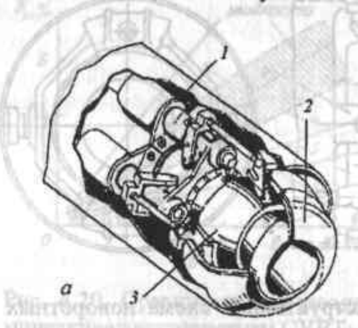


Рис. 4.23. Конструктивная схема СУВТ с поворотным насадком:

1 – привод СУВТ; *2* – уплотнение; *3* – корпус насадка; *4* – теплопоглощающий слой; *5* – вольфрамовая облицовка

Поворотные насадки (дефлекторы) представляют собой устройства кольцевого типа, устанавливаемые на срезе сопла. Они могут иметь форму профилированного кольца, цилиндра, конуса и др. (рис 4.23, 4.24). В нерабочем положении дефлектор обычно не омывается газовой струей. При повороте на угол δ часть кольца дефлектора вводится в газовую струю, в результате чего на нем возникают зона скачков уплотнения и силы, используемые для газодинамического управления.



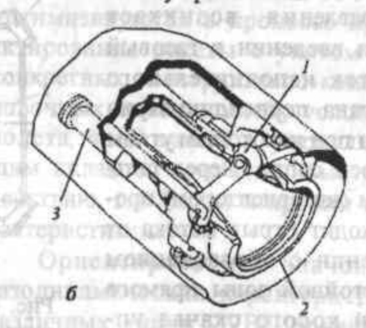


Рис. 4.24. Конструктивные схемы СУВТ с поворотными исполнительными органами:

а – лепестковый дефлектор:

1 – привод СУВТ; *2* – дефлектор в газовом потоке; *3* – сферическая опора;

б – кольцевой насадок:

1 – карданов подвес и шарнирное крепление; *2* – кольцевой насадок; *3* – привод СУВТ

Поворотные насадки при многосопельной конструкции двигателя могут отклоняться в разных плоскостях, что позволяет обеспечивать управление ракетой по трем каналам. При односопловой конструкции поворотный насадок обычно имеет карданов подвес, что позволяет отклонять дефлектор в двух взаимно перпендикулярных направлениях и управлять ракетой по тангажу и рысканию. Значения управляющих усилий и газодинамических потерь зависят от формы и размеров насадка и его поверхности, вводимой в газовый поток.

Поворотные сопла представляют собой устройства для управления вектором тяги двигателя (с минимальными потерями импульса) путем отклонения раструба сопла. Их применяют как для склонения ракеты после вертикального старта, так и для последующего управления полетом. Наличие двух поворотных сопел на эластичных опорных шарнирах позволяет обеспечить управление по всем трем каналам. В случае использования одного сопла необходима автономная система управления ракетой по крену.

Основной проблемой, возникающей при разработке конструкции поворотного сопла, является создание работоспособного подвижного соединения между соплом и корпусом. Несколько конструкций поворотных сопел показано на рис. 4.25 и 4.26.

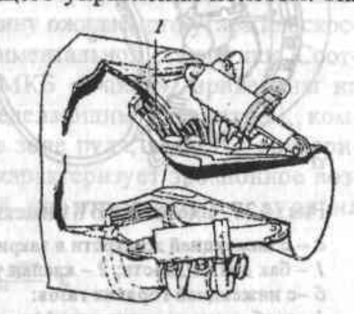
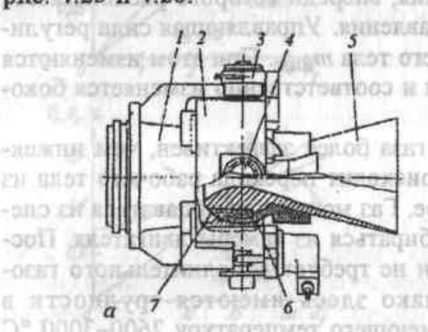


Рис. 4.25. Поворотное сопло с гибкой опорой *1*



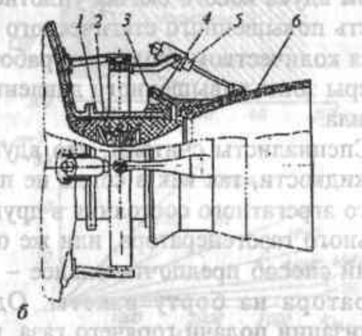


Рис. 4.26. Конструктивные схемы поворотных сопел в кардановом подвесе:

а – поворотное сопло со сферической опорой:

1 – газовод; *2* – кольцо кардана; *3* – цапфа; *4* – подшипник; *5* – поворотное сопло; *6* – уплотнение; *7* – сферическая опора;

б – разрезное сопло:

1 – неподвижная часть сопла; *2* – вкладыш с теплопоглотителем; *3* – сферическая опора; *4* – уплотнение; *5* – привод СУВТ; *6* – раструб сопла

Инжекция жидкости (газа) в закритическую часть сопла (рис. 4.27) используется преимущественно для скоростных противоракет с целью обеспечения высокой динамики изменения управляющих усилий. Применение поворотных сопел для крупногабаритных двигателей при требовании высокого быстродействия, свойственного противоракетам, малоэффективно из-за существенных габаритов и масс приводов.

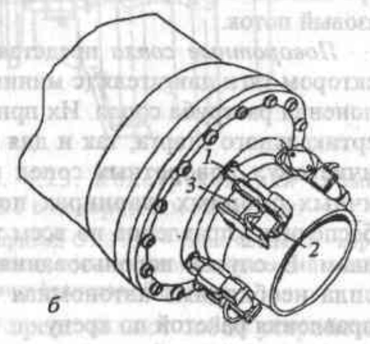


Рис. 4.27. Схемы СУВТ инжекционного типа:

а – с инжекцией жидкости в закритическую часть сопла:
1 – бак для жидкости; *2* – клапан управления инжекцией;
б – с инжекцией горячих газов:
1 – трубопровод подачи газа; *2* – отверстие для инжекции; *3* – управляющий клапан

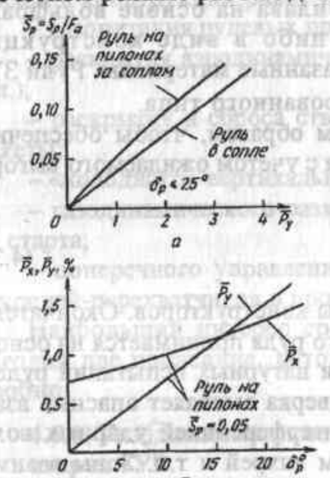
Появление боковой силы происходит в результате образования перед местом вдува косого скачка уплотнения, впереди которого располагается область повышенного статического давления. Управляющая сила регулируется количеством вводимого рабочего тела $m_{инж}$. При этом изменяются размеры зоны повышенного давления и соответственно изменяется боковая сила.

Специалисты считают, что вдув газа более эффективен, чем инжекция жидкости, так как в сопле не происходит перехода рабочего тела из одного агрегатного состояния в другое. Газ может или подаваться из специального газогенератора, или же отбираться из камеры двигателя. Последний способ предпочтительнее – он не требует дополнительного газогенератора на борту ракеты. Однако здесь имеются трудности в организации подачи горячего газа, имеющего температуру 2600–3000 °С и содержащего большое количество твердых частиц.

4.4.2. Основы проектирования газовых рулей

Основным параметром газового руля является его площадь $S_р$, изменяющаяся по времени за счет выгорания. Из условия получения требуемого значения бокового управляющего усилия, а также с учетом компоновочных соображений газовые рули располагаются либо на срезе сопла на пилонах, либо в сверхзвуковой части сопла, где плотность потока, а следовательно, и эффективность рулей несколько выше, чем на срезе. При такой компоновке газовые рули работают в сверхзвуковом высокотемпературном двухфазном потоке продуктов сгорания двигателя, подвергаясь интенсивному тепловому, силовому, эрозионному и химическому воздействию. Эти условия в настоящее время практически не поддаются теоретическому описанию. Поэтому определение проектных параметров рулей базируется в основном на полуэмпирических зависимостях.

На начальном этапе проектирования площадь руля в зависимости от потребной боковой силы может определяться по графикам рис. 4.28. Материал руля, скорость уноса материала и величину ожидаемого угара плоскости руля определяют также на основе экспериментальной статистики. Соответствующие зависимости, обобщенные в МКБ «Факел», приведены на рис. 4.29. На приведенных графиках определяющим параметром, комплексно характеризующим газовый поток в зоне руля, является критериальный показатель $k_{эр}$, значение которого характеризует эрозионное воздействие потока на материал передней кромки газового руля на расчетном режиме работы двигателя:



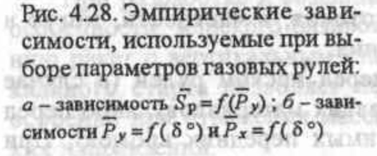


Рис. 4.28. Эмпирические зависимости, используемые при выборе параметров газовых рулей:

а – зависимость $\bar{S}_р = f(\bar{P}_y)$; *б* – зависимости $\bar{P}_y = f(δ°)$ и $\bar{P}_x = f(δ°)$

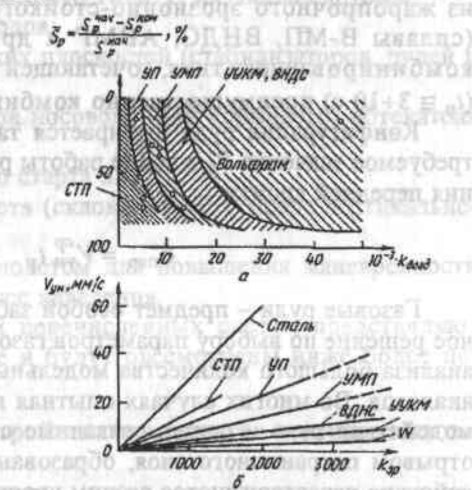


Рис. 4.29. Эмпирические зависимости, используемые при выборе материала руля:

а – области применения различных материалов в конструкции управляющей плоскости руля;
б – скорость уноса материала передней кромки руля в зависимости от критериального показателя $k_{эр}$

$$k_{эр} = z_{Kф}\, p_{K\max}\, q(\lambda_{Kф})\, \lambda^2_{Kф} \sqrt{T_K}\,, \qquad (4.33)$$

где $z_{Kф}$ – весовая доля частиц K-фазы в продуктах сгорания топлива в зоне установки газовых рулей; $p_{K\max}$ – максимальное давление в камере двигателя в период работы рулей; T_K – температура продуктов сгорания; $\lambda_{Kф}$ – приведенная скорость K-фазы; $q(\lambda_{Kф})$ – приведенная плотность потока массы K-фазы.

Интегральное воздействие потока на руль оценивается параметром

$$k_{возд} = k_{эр}\, t_р\,, \qquad (4.34)$$

где $t_р$ – время работы руля.

Для условий работы газовых рулей баллистических ракет диапазон значений $k_{возд}$ составляет 10000–50000; для ЗУР $k_{возд} < (5000 \div 7000)$. В частности, для ЗУР 48Н6 этот параметр $k_{возд} = 1500 \cdot 3{,}2 = 4800$.

Как следует из рис. 4.29, газовые рули баллистических ракет ($t_р \cong 15 \div 70$ с) могут выполняться либо из стеклопластиков СТП, либо из композиционных эрозионно-стойких материалов (типа углеметаллопластиков УМП или углерод-углеродных материалов УУКМ), либо из жаропрочного эрозионно-стойкого сплава на основе вольфрама (сплавы В-МП, ВНДС, АВМГ и др.), либо в виде конструкции комбинированного типа, сочетающей указанные материалы. Рули ЗУР ($t_р \cong 3 \div 10$ с) преимущественно комбинированного типа.

Конфигурация руля выбирается таким образом, чтобы обеспечить требуемое значение P_y в конце работы руля с учетом ожидаемого выгорания передней кромки

$$\delta_{пер} = V^{ср}_{ун}\, t_р\,. \qquad (4.35)$$

Газовые рули – предмет особой заботы конструкторов. Окончательное решение по выбору параметров газового руля принимается на основе анализа большого количества модельных и натурных испытаний рулей-аналогов. Во многих случаях опытная проверка выявляет опасные взаимодействия руль – сопло, связанные с интерференцией ударных волн, отрывом пограничного слоя, образованием вихрей и т.п. Зоны взаимодействия характеризуются резким увеличением давления и тепловых потоков. Локальные значения тепловых потоков, в частности, могут в 5–10 раз превышать интегральные значения.

Подобные зоны образуются либо перед носком рулей (в случае неуносимых передних кромок из тугоплавких материалов), либо перед осью рулей (в случае интенсивно уносимых передних кромок). При

длительной работе рулей опасной зоной может оказаться зазор между рулем и соплом. Несмотря на относительно малые размеры зон взаимодействия, они представляют серьезную опасность, так как могут привести к нарушению работоспособности конструкции. Особенно опасны режимы работы рулей с углами отклонения, близкими к нулевым.

С целью существенного ослабления или полного устранения подобных эффектов, как указано выше, газовые рули выносятся из сопла и устанавливаются на специальных пилонах, либо применяются специальные меры защиты. В числе таких мер: установка защитного «редана» (уступа) перед носком руля из теплозащитного материала, заглубление нижней части руля в теплозащитный материал раструба сопла, установка руля на специальной поворотной шайбе с минимальным зазором (для длительно работающих рулей) и др.

4.5. ПРОЕКТИРОВАНИЕ ВСПОМОГАТЕЛЬНЫХ СИЛОВЫХ СИСТЕМ ЗУР, РАБОТАЮЩИХ НА ТВЕРДОМ ТОПЛИВЕ

Помимо разгонно-маршевых двигательных установок на твердом топливе, используемых в составе ЗУР и ПР, в настоящее время существует целая гамма вспомогательных силовых систем на ТТ, применяющихся в конструкции ракет указанного типа. В их числе системы:

– газопитания рулевых приводов;

– раскрытия аэродинамических плоскостей (стабилизаторов, рулей и т.п.);

– раскрытия и сброса створок носового (или кормового) обтекателя ракеты;

– «холодного» вертикального старта ЗУР;

– газодинамического разворота (склонения) ЗУР после вертикального старта;

– поперечного управления полетом для повышения маневренности ступеней-перехватчиков в процессе наведения.

Наибольший интерес среди перечисленных систем представляют сегодня две последние, которые и будут рассмотрены ниже более подробно.

4.5.1. Газодинамические устройства «холодного» вертикального старта ЗУР

При разработке и создании ЗРК нового поколения сухопутного и, в особенности, морского базирования отмечается тенденция к использованию ракет с вертикальным стартом (см. п. 7.1.4). Использование вертикального старта позволяет получить ряд неоспоримых преимуществ, особенно при отражении массированных воздушных налетов с нескольких направлений.

В настоящее время в мировой практике используются два способа вертикального старта ЗУР: на собственном двигателе («горячий» старт); с использованием специальных устройств выброса («холодный» старт). В качестве специальных устройств выброса ракеты из ТПК при «холодном» способе старта применяют катапультирующие устройства, парогазовые или пороховые аккумуляторы давления (ПАД) с обтюрацией зазоров и специальные выталкивающие двигатели.

Вопросы, связанные с выбором и использованием различных типов систем «холодного» вертикального старта, рассмотрены в разделе 7.1.4. Здесь же ограничимся лишь методологическими рекомендациями. Следует отметить, что выбор и оптимизация параметров силовых устройств выброса могут быть осуществлены лишь в результате решения комплексной задачи по проектированию системы старта в целом. Подобная задача решается методом математического моделирования процессов старта (моделируются процессы газообразования, истечения, заполнения объемов, движения ракеты под действием сил давления газов и т.п.). В результате решения указанной задачи производится выбор рациональных значение энергобаллистических и конструктивных параметров силовых устройств и системы старта в целом. В качестве примера на рис. 4.30 приведены полученные методом математического моделирования типовые зависимости изменения во времени основных баллистических параметров системы «холодного» вертикального старта с помощью ПАДа с обтюратором одной из ЗУР малой дальности.

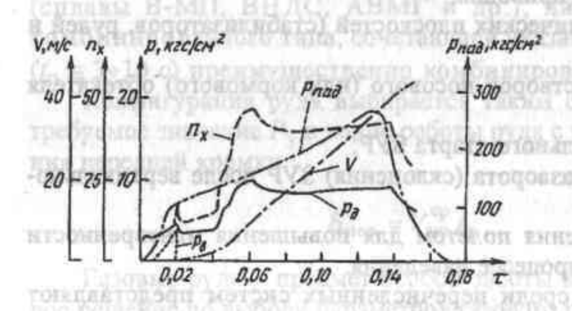


Рис. 4.30. Типовой график изменения во времени стартовых баллистических параметров ЗУР малой дальности:

n_x – осевая перегрузка ракеты; $p_{ПАД}$ – давление в камере ПАДа; V – скорость ракеты; $p_в$ – давление в верхней полости контейнера; $p_д$ – давление в донной части контейнера

Конструктивное исполнение стартовых источников энергии может быть достаточно разнообразным. Масса и геометрия порохового заряда выбираются из условия выполнения требований технического задания по скорости выброса ракеты и непревышения при этом допустимой по условиям прочности осевой перегрузки на максимальном режиме работы системы старта. Как правило, ПАД снаряжается многошашечным или перфорированным моноблочным пороховым зарядом из быстрогорящего двухосновного твердого топлива. Пороховые шашки бронируются по наружной поверхности для получения протрессивного закона горения топлива, что исключает ударные нагрузки при старте.

4.5.2. Система газодинамического склонения

Способ склонения ЗУР после вертикального старта определяется назначением и функциональными характеристиками ракеты. Для ЗУР средней дальности, не имеющих жестких ограничений по обеспечению ближней границы зоны поражения, для склонения обычно используются органы управления вектором тяги основного двигателя ракеты (в случае как «горячего», так и «холодного» старта). Соответствующие устройства рассмотрены в предыдущем разделе (см. п. 4.4.1).

Для ЗУР малой дальности, предназначенных для борьбы с ВТО, когда предъявляются жесткие требования к ближней границе зоны поражения, для склонения ракеты при «холодном» старте используются специальные газореактивные системы, которые примерно в два раза снижают минимальную дальность перехвата целей. Применяют два вида таких систем: пропорционального регулирования и дискретного регулирования боковой силы склонения. Причем эти системы могут быть интегрированы с конструкцией ракеты или представлять собой специальный модуль, отделяемый от ракеты после окончания ее склонения.

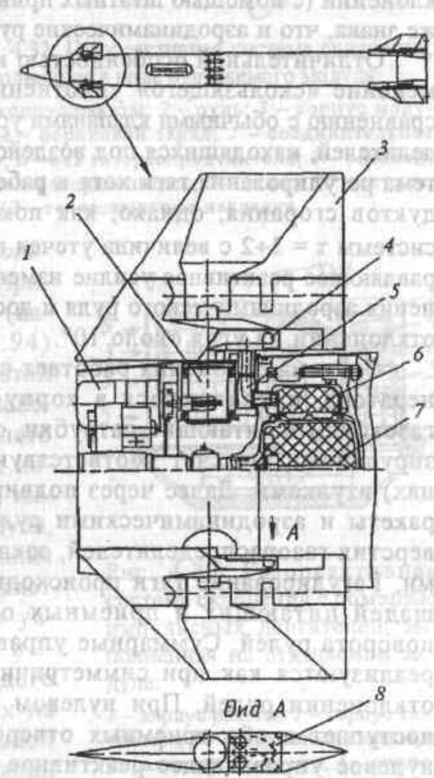


Рис. 4.31. Газодинамическое устройство склонения ракеты 9М330:

1 – рулевой привод на горячем газе; *2* – ось руля; *3* – консоль руля; *4* – газоструйное сопло; *5* – внутренний газовод; *6* – газогенератор системы склонения; *7* – газогенератор рулевых приводов; *8* – выходной газовод

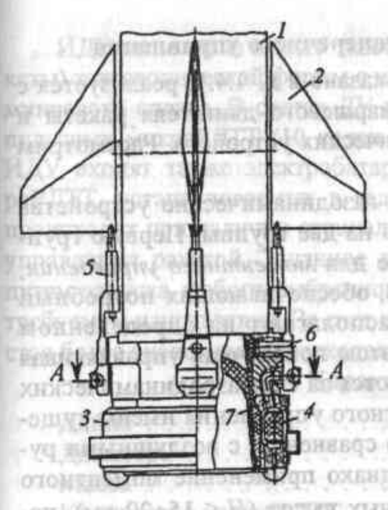
Газореактивная система склонения пропорционального регулирования. Один из примеров такой системы (патент РФ

№ 2045741 от 23.10.92) показан на рис. 4.31. Устройство реализовано в конструкции ЗУР малой дальности 9М330 ЗРК «Тор», «Клинок» и предназначено для управления ракетой по трем каналам в процессе ее склонения после «холодного» вертикального старта. Устройство состоит из источника горячего газа (газогенератора), четырех газоводов и четырех подвижных газораспределителей с двумя реактивными соплами в каждом. Газораспределители расположены в корпусе аэродинамических рулей ракеты на достаточном расстоянии от центра ее масс и при отклонении (с помощью штатных приводов) создают реактивную силу того же знака, что и аэродинамические рули.

Отличительной особенностью конструкции системы является применение «скользящего» уплотнения, существенно облегчающего по сравнению с обычными клапанами условия работы подвижных газораспределителей, находящихся под воздействием горячих газов. Подобная система регулирования тяги хотя и работает с некоторыми «утечками» продуктов сгорания, однако, как показывает опыт, при времени работ системы $\tau = 1 \div 2$ с величина утечек не превышает 5–8 %. Суммарное управляющее реактивное усилие изменяется пропорционально углу отклонения аэродинамического руля и достигает максимального значения при отклонении на угол около 10°.

Система склонения работает следующим образом. Газ из газогенератора, находящегося в корпусе ракеты, подается по четырем газоводам в питающие патрубки, снабженные подвижными герметизирующими (за счет соответствующего перепада давления на торцах) втулками. Далее через подвижные соединения между корпусом ракеты и аэродинамическими рулями газ попадает в приемные отверстия газораспределителей, заканчивающиеся реактивными соплами. Регулирование тяги происходит за счет перераспределения площадей питающих и приемных отверстий пропорционально углу поворота рулей. Суммарные управляющие аэрореактивные моменты реализуются как при симметричном, так и при дифференциальном отклонении рулей. При нулевом положении руля газ симметрично поступает в оба приемных отверстия газораспределителя, создавая нулевое управляющее реактивное усилие. Система газодинамически спроектирована таким образом, что при нулевом положении рулей давление в камере питающего газогенератора автоматически снижается на 20–30 %, понижая тем самым тепловые нагрузки на тонкостенную тугоплавкую перегородку между двумя приемными отверстиями газораспределителей.

На рис. 4.32 показана еще одна газореактивная система склонения пропорционального регулирования (патент РФ № 2082946 от 27.10.94). Ее особенность в том, что она выполнена в виде отделяемого модуля.



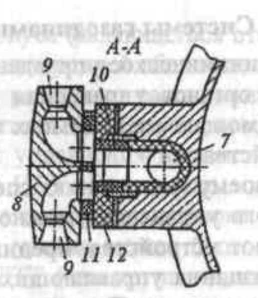


Рис. 4.32. Газореактивная система склонения, выполненная в виде отделяемого модуля:

1 – корпус ракеты; *2* – руль; *3* – корпус модуля; *4* – пороховой заряд; *5* – соединительная тяга; *6* – ось газораспределителя; *7* – газовод; *8* – газораспределитель; *9* – сопло; *10* – втулка; *11*, *12* – теплозащитные накладки

Газореактивная система склонения дискретного регулирования. Приведенное на рис. 4.33 устройство (патент РФ № 2082946 от 27.10.94) предназначено для управления ракетой по трем каналам в процессе ее склонения после «холодного» вертикального старта. Устройство может быть как интегрировано в корпус ракеты, так и выполнено в виде специального модуля, отделяемого от ракеты после окончания склонения. Устройство представляет собой импульсную двигательную установку, включающую серию импульсных микродвигателей твердого топлива, равномерно размещенных на корпусе перпендикулярно продольной оси ракеты на достаточном расстоянии от ее центра масс. Для управления ракетой по крену в процессе ее склонения может быть использована серия подобных двигателей пониженной тяги с соплами, направленными по касательной к корпусу ракеты. Работа системы склонения осуществляется путем включения в заданные моменты времени (бортовым счетно-решающим устройством ракеты) серии микродвигателей нужной ориентации.

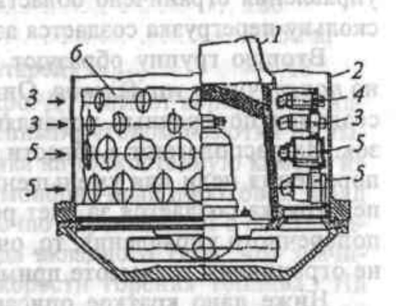


Рис. 4.33. Газореактивная система склонения с помощью импульсных двигателей, выполненная на отделяемом модуле:

1 – корпус ракеты; *2* – корпус контейнера; *3* – импульсный двигатель управления по крену; *4* – сопло; *5* – импульсный двигатель склонения; *6* – корпус модуля

4.5.3. Системы газодинамического поперечного управления

Газодинамическое управление, как показано в п. 4.4.1, реализуется с помощью органов управления разгонно-маршевого двигателя ракеты и (или) с помощью специальных газодинамических устройств. Рассмотрим эти устройства.

По своему назначению специальные газодинамические устройства поперечного управления можно разделить на две группы. Первую группу образуют устройства, предназначенные для *моментного управления*, т.е. для создания управляющих моментов, обеспечивающих потребный угол атаки ракеты. Такие устройства располагают на определенном расстоянии от центра масс ракеты. При этом поперечная управляющая сила и соответствующая перегрузка создаются за счет аэродинамических сил. Газодинамические устройства моментного управления имеют существенно более высокое быстродействие по сравнению с воздушными рулями. В этом их главное достоинство. Однако применение моментного управления ограничено областью умеренных высот ($H \le 15 \div 20$ км), поскольку перегрузка создается аэродинамическими силами.

Вторую группу образуют газодинамические устройства собственно *поперечного управления*. Они предназначены для непосредственного создания поперечных управляющих сил и соответствующих перегрузок. Их располагают в области центра масс ракеты и используют в зоне поражения цели для уменьшения (выбора) промаха ракеты. Поскольку перегрузка создается за счет реактивной тяги двигательной установки поперечного управления, то, очевидно, подобные системы практически не ограничены по высоте применения.

Ниже дано краткое описание конструктивных схем и приведены некоторые характеристики специальных газодинамических устройств, используемых в настоящее время при разработке перспективных ЗУР и противоракет. Необходимо подчеркнуть, что, поскольку речь идет об устройствах наиболее перспективных ракет, которые сегодня еще не вышли из стадии разработки, испытаний и доводки, сведения о конструктивном облике рассматриваемых устройств носят лишь описательный характер, а значения их параметров пока следует рассматривать как предварительные или оценочные.

Импульсная двигательная установка (ИДУ) кассетного типа для моментного управления. Такие устройства во многом схожи с импульсными установками, используемыми для склонения ракеты после вертикального старта (см. рис. 4.33). Ниже в качестве примера приведено краткое описание ИДУ пространственной ориентации ракеты «Эринт». (Компоновочная схема ракеты «Эринт» показана на рис. 7.24.)

ИДУ выполнена в виде «кассеты» – корпуса (являющегося отсеком ракеты) телескопической формы с наружной и внутренней оболочками из алюминиевого сплава. В состав ДУ входят 180 радиально расположенных импульсных микроРДТТ (10 колец по 18 двигателей). Кроме этого, в состав ИДУ входят также электробатарея и блок управления включением микроРДТТ, устанавливаемых в заднем торце ИДУ. Включение микроРДТТ происходит при наличии специального сигнала, вырабатываемого в системе управления ракетой. Заданное поперечное усилие может быть получено путем запуска любого выбранного микроРДТТ (или группы двигателей) в требуемом направлении. За счет вращения боевой ступени в полете достигается более экономичное расходование двигателей.

Характеристики ИДУ

Длина	356 мм
Диаметр	255 мм
Масса	26,1 кг
Количество микроРДТТ	180
Масса топлива	3,852 кг
Массовый коэффициент (без электробатарей), $m_{ИДУ}$	~ 0,18

Из соображений компоновки ИДУ микроРДТТ имеет корпус цилиндроконической формы (рис. 4.34), изготовленный методом намотки из высокопрочного композиционного углепластика на тонкостенную камеру из алюминиевого сплава. В камере находится моноблочный пороховой заряд из сверхбыстрогорящего смесевого ТТ, прочно скрепленный с ее стенками. (Возможно также использование заряда вкладного типа, что значительно понижает требования к уровню скорости горения топлива.) На переднем днище расположен электровоспламенитель, а на заднем – сопловой блок невысокой степени расширения со сверхзвуковой частью конической формы.

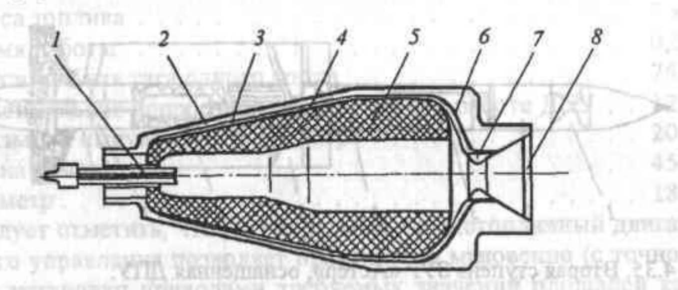


Рис. 4.34. МикроРДТТ ракеты «Эринт»:

1 – воспламенитель; *2* – графитоэпоксидный корпус; *3* – алюминиевый корпус; *4* – внутренняя теплозащита; *5* – топливо; *6* – стальное днище; *7* – сопловой вкладыш; *8* – заглушка

Предполагаемые характеристики микроРДТТ

Суммарный импульс тяги	5,076 кгс·с
Максимальная тяга (средняя за процесс)	330 (220) кгс
Время работы	23 мс
Масса топлива	21,4 г
Длина корпуса	65 мм
Диаметр	35 мм
Степень расширения сопла	3,7
Удельный импульс (на уровне моря)	237 с
Скорость горения топлива (при $p_к$ = 100 кгс/см^2; T = +20 °С)	160–170 мм/с
Максимальное давление в камере (p_{max})	815·10^5 Па (до 1000·10^5 Па)
Коэффициент объемного заполнения камеры топливом	0,6–0,7
Масса двигателя (без топлива)	41 г
Массовый коэффициент ($m_{дв}$)	0,34

Двигатель поперечного управления (ДПУ) с пропорциональным регулированием тяги. Основной задачей двигательной установки подобного типа является повышение быстродействия и маневренности ракеты в зоне цели. Один из вариантов ракеты, оснащенной ДПУ с пропорциональным регулированием тяги, показан на рис. 4.35. (Эта схема реализована на ракете «Астер».) Поперечная перегрузка при наведении ракеты на цель создается комбинированным аэрореактивным способом, т.е. как за счет аэродинамики, так и за счет тяги ДПУ. Использование аэродинамических сил для создания поперечной перегрузки уменьшает массу и габариты ДПУ, но одновременно ограничивает высоту боевого применения ракеты ($H \leq 25$ км).

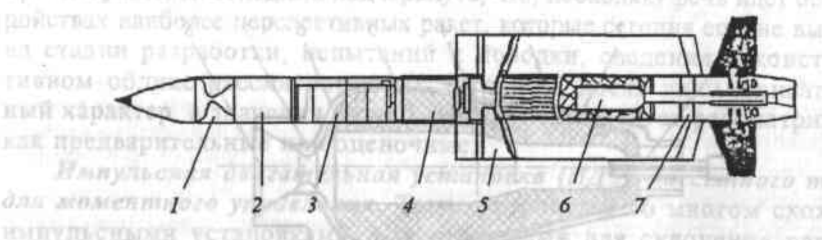


Рис. 4.35. Вторая ступень ЗУР «Астер», оснащенная ДПУ:

1 – ГСН; *2, 3* – электронное оборудование; *4* – боевая часть; *5* – ДПУ; *6* – маршевый двигатель; *7* – приемник радиосигналов коррекции

Конструктивно ДПУ ракеты «Астер» представляет собой небольшой твердотопливный ракетный двигатель-генератор с четырьмя щелевыми соплами, оборудованными специальными клапанами с приводами, регулирующими по командам системы управления площадь их критического сечения, а следовательно, и тягу (рис. 4.36). Сопла двигателя находятся внутри крестообразно расположенных наклонных крыльев, установленных на корпусе второй ступени ракеты в районе ее центра масс. Плоскости среза четырех сопел ДУ вынесены над корпусом ракеты с целью минимизации «эффектов взаимодействия» набегающего воздушного потока со струей продуктов сгорания двигателя. В процессе полета двигатель запускается по команде системы управления полетом примерно за секунду до встречи с целью.

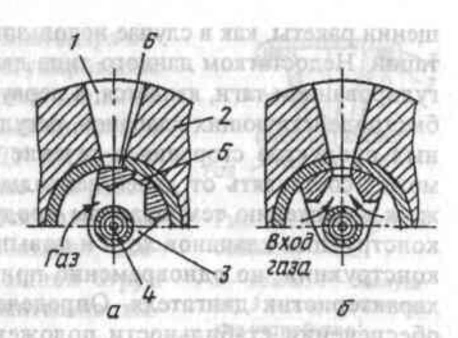


Рис. 4.36. Клапаны регулирования тяги ДПУ:

а – положение «закрыто»; *б* – положение «открыто»:

1 – сопло; *2* – корпус; *3* – поворотный клапан; *4* – ось клапана; *5* – выходное отверстие клапана; *6* – критическое сечение сопла

В случае необходимости создания максимальной тяги в выбранном направлении подается команда на полное открытие клапана в соответствующем сопле. Изменение направления и модуля действующей тяги ДУ достигается одновременным изменением положения регулирующих клапанов выбранных сопел. Когда управляющая сила не требуется, клапаны во всех четырех соплах открываются на четверть от возможной величины.

Предполагаемые (оценочные) характеристики ДУ

Масса топлива	7 кг
Время работы	0,5–1 с
Максимальная тяга одного сопла	750 кгс
Максимальная поперечная перегрузка при работе ДПУ	12
Удельный импульс на уровне моря	200 с
Длина камеры	450 мм
Диаметр	180 мм

Следует отметить, что регулируемый твердотопливный двигатель поперечного управления позволяет практически мгновенно (с точностью до времени установки приводами требуемых значений площадей критических сечений сопел) создавать необходимую для управления полетом (по модулю и направлению) тягу. При этом отсутствует потребность во вра-

щении ракеты, как в случае использования ИДУ пространственной ориентации. Недостатком данного типа двигателя, общим для всех РДТТ с регулированием тяги, является, в первую очередь, очень низкая надежность быстродействующих клапанов, регулирующих расход высокотемпературных продуктов сгорания в течение всего времени работы ДУ, которое может составлять от долей секунды до нескольких секунд. Стремление же к понижению температуры продуктов сгорания в целях упрощения конструкции клапанов хотя и повышает надежность и технологичность конструкции, но одновременно приводит к снижению энергомассовых характеристик двигателя. Определенные трудности возникают и при обеспечении стабильности положения центра масс ступени-перехватчика в процессе выгорания топлива. Очевидно, во многом по этим причинам в настоящее время лишь единственная ракета – ЗУР «Астер» оснащена ДУ подобного типа.

Двигательная установка моноимпульсного поперечного управления с регулированием величины и времени действия тяги. Некоторые сведения о возможном конструктивном облике и принципах работы ДУ данного типа приведены в патентах № 2492269 от 15.02.80 (Франция) и № 2021577 от 30.06.92, № 2087382 от 29.12.96 (Россия).

Конструктивно ДУ указанного типа может представлять собой небольшой твердотопливный ракетный двигатель – газогенератор сравнительно высокой тяги с многочисленными реактивными соплами, радиально расположенными на корпусе ракеты (рис. 4.37). Каждое из сопел двигателя снабжено индивидуальной заглушкой-клапаном (рис. 4.38), позволяющей включить ДУ в работу путем открытия соответствующей заглушки с помощью электродетонатора по сигналам системы управления ракетой. Необходимое направление бокового управляющего усилия и его величина обеспечиваются путем включения нужной группы сопел. При этом длительность воздействия поперечного управляющего усилия на ракету может регулироваться путем обнуления тяги за счёт открытия дополнительной группы реверсивных сопел. Благодаря отсутствию системы непрерывного регулирования тяги и, соответственно, регулирующих клапанов (которые, как уже отмечалось, весьма сложны в отработке) конструкция подобной ДУ и ее отработка значительно упрощаются. Однако при работе ДУ указанной схемы не ликвидируются полностью нежелательные «эффекты взаимодействия», особенно при наличии достаточно мощной струи продуктов сгорания двигателя сравнительно высокого уровня тяги.

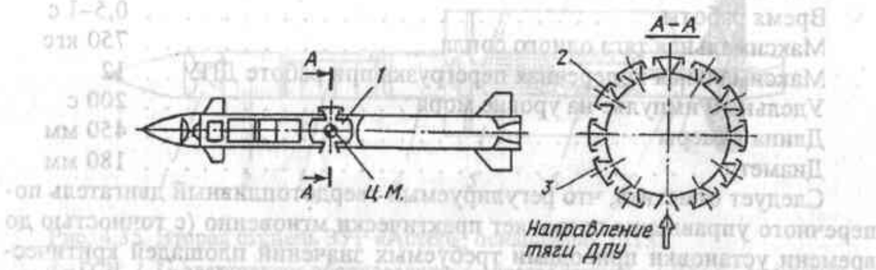


Рис. 4.37. Ракета, оснащенная многосопельным ДПУ:
1 – ДПУ; *2* – сопло; *3* – заглушка сопла

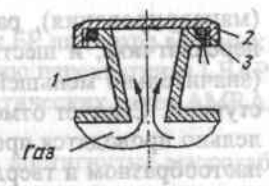


Рис. 4.38. Заглушка сопла:
1 – сопло; *2* – заглушка; *3* – пиротехническое устройство

Двигательные установки поперечного управления боевых ступеней противоракет тактических и стратегических систем ПРО. В последние годы одним из основных направлений в создании ДУ поперечного управления для ракет-перехватчиков, действующих на больших и средних высотах и предназначенных для систем ПРО и ПКО, стало использование многокамерных жидкостных импульсных ракетных двигателей с радиальным расположением осей их сопел перпендикулярно продольной оси ступеней-перехватчиков (схема «+»). Применение ЖРД (от которых еще совсем недавно и, казалось, навсегда стремились отказаться разработчики ракетного оружия) в качестве ДУ поперечного управления можно объяснить, прежде всего, стремлением к гибкому регулированию управляющей силы, что необходимо для обеспечения кинетического поражения целей путем практически прямого попадания.

На новом этапе эволюции многокамерные жидкостные ДУ приобрели требуемые возможности: глубокое ($P_{max}/P_{min} \le 16$) и гибкое дросселирование тяги (возможен вариант с двумя фиксированными уровнями тяги); осуществление как импульсного (с изменяемой в широком диапазоне длительностью импульсов и пауз между включениями), так и непрерывного режима работы с минимальными временами выхода на режим и спада тяги; обеспечение необычайно высоких показателей энергомассового совершенства камер ЖРД и других элементов конструкции ДУ; создание управляющих усилий в плоскости, перпендикулярной продольной оси перехватчика, произвольно направленных по углу и проходящих практически через центр его масс. Благодаря перечисленным особенностям многокамерная жидкостная ДУ поперечного управления, ориентации и стабилизации становится одним из основных вариантов ДПУ, используемых сегодня разработчиками средств ПРО и ПКО.

Конструктивно указанная ДУ представляет собой многокамерную ЖДУ на самовоспламеняющемся двухкомпонентном топливе (типа ММГ + четырехокись азота) с вытеснительной системой подачи компонентов, четырьмя неохлаждаемыми камерами поперечного управления

(маневрирования), радиально расположенными в районе центра масс перехватчика, и шестью-восемью камерами ориентации и стабилизации (значительно меньшей тяги), расположенными в хвостовой части боевой ступени. Следует отметить, что, наряду с ДУ на жидком топливе, параллельно проводятся проработки вариантов подобной ДУ на желеобразном, пастообразном и твердом топливе.

С целью получения максимального уровня конструктивно-массового совершенства ЖДПУ конструкция камер управления выполняется охлаждаемой с применением композиционных материалов и специальных теплоэрозионно-стойких покрытий на основе тугоплавких соединений ниобия и др., что позволяет достичь необычайно высоких значений показателя массовой эффективности ЖРД (отношения его тяги к массе) $\bar{P} = 10000 \div 11000$ Н/кг*. В конструкции элементов вытеснительной системы подачи топлива широко применяются тонкостенные металлические оболочки с силовой подмоткой из высокопрочного композиционного органопластика или углепластика. Соответствующие технологии успешно освоены ракетно-космической промышленностью США.

Несмотря на обилие вариантов ДПУ указанного типа, прорабатывавшихся для перехватчиков различного назначения, укрупненно они могут быть разделены на два характерных класса:

– ЖДПУ для малогабаритной боевой ступени-перехватчика;

– ЖДУ для головной ступени ракеты-перехватчика.

В настоящее время работы по созданию *малогабаритной боевой ступени-перехватчика* в основном сосредоточены в рамках программы LEAP (Lightweight Exo Atmospheric Progectile). Указанные работы интенсивно ведутся с 1986 г. по заданию Армии и ВВС США фирмами «Хьюз» и «Рокуэлл» (Боинг) США. Первоначальными планами предусматривалась разработка миниатюрного перехватчика для поражения баллистических целей на внеатмосферном участке их полета. Требуемые технические характеристики были следующими:

Масса перехватчика	3 кг
Диаметр/длина	150/260 мм
Масса топлива	0,85 кг
Прирост характеристической скорости при работе ДПУ	1000 м/с
Боковая перегрузка	10

Позднее перехватчик LEAP нашел применение в составе ПР «Стандарт SM2 (ASAS) LEAP» (корабельного базирования), предназначенной

* Для ЖРД, используемых в ракетно-космической промышленности, этот показатель не превышает 1000–1500 Н/кг.

для верхнего эшелона обороны от тактических БР на театре военных действий. Проводятся исследования по применению перехватчика LEAP и для ПР воздушного базирования на основе тактических ракет AMRAAM, HARM и SRAM.

В процессе разработки и проектирования достигнутые массогабаритные характеристики перехватчика и ДПУ постоянно совершенствовались, и на момент проведения первых летных испытаний перехватчика LEAP-1 (фирма «Рокуэлл») в начале 90-х гг. конструкция ЖДПУ имела облик, показанный на рис. 4.39. Двухкомпонентный ЖДПУ (ММТ + N_2O_4) с вытеснительной системой подачи топлива на сжатом азоте, хранящемся в четырех тороидальных баках из титана ($p_{запр}$ = 700 кгс/см^2), включал:

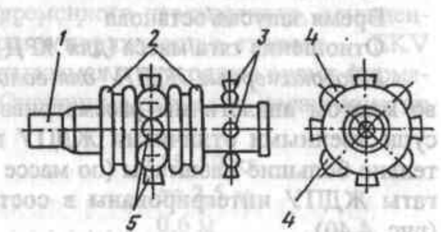


Рис. 4.39. Компоновочная схема ЖДПУ в составе малогабаритного перехватчика типа LEAP:

1 – ГСН; *2* – баки со сжатым газом; *3* – сопла ЖРД ориентации (8 штук); *4* – топливные баки (4 штуки); *5* – сопла ЖРД управления (4 штуки)

– 4 камеры ЖРД управления, выполненные из УУКМ;

– 4 симметрично расположенных относительно центра масс топливных бака сферической формы из алюминиевого сплава ($p_{надд}$ = 60 кгс/см^2) с вытеснительными диафрагмами;

– 8-сопельную газовую систему ориентации на сжатом азоте с электромагнитными клапанами для управления расходом сжатого азота;

– трубопроводы и вспомогательную арматуру.

Некоторые оценочные характеристики ЖДПУ

Масса перехватчика	6 кг
Масса топлива	1 кг
Диаметр/длина	150/360 мм
Тяга	146 Н
Прирост характеристической скорости	600 м/с
Время срабатывания клапанов	< 5 мс
Боковая перегрузка	2,4

Один из современных вариантов малогабаритных ЖДПУ отечественной разработки, предназначенный для управления космическим ЛА, был представлен НИИ Машиностроения на аэрокосмическом салоне МАКС-95. Краткие технические характеристики ЖДПУ, приведенные в рекламном проспекте НИИ, указаны ниже:

Топливо	N_2O_4 + НДМГ
Масса топлива	10 кг
Масса без топлива	4 кг
Тяга ЖРД управления	600 Н
Тяга ЖРД тангажа, рыскания	10 Н
Удельный импульс тяги (в пустоте)	306 с
Суммарное время работы	40 с
Время запуска/останова	≤ 7 мс
Отношение тяга/масса (для ЖРД управления)	10000 Н/кг.

Многокамерные ЖДПУ для головных ступеней ракет-перехватчиков во многом аналогичны рассматриваемым выше устройствам. Наиболее существенными отличиями ЖДПУ головных ступеней являются значительно большие масштабы (по массе и габаритам), а также и то, что агрегаты ЖДПУ интегрированы в состав головной ступени перехватчика (рис. 4.40).

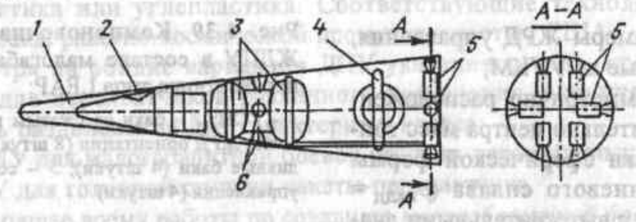


Рис. 4.40. Компоновочная схема ЖДПУ в составе головной ступени-перехватчика:

1 – сбрасываемый конус; *2* – окно ГСН; *3* – топливные баки; *4* – бак со сжатым газом; *5* – сопла ЖРД ориентации (6 штук); *6* – сопла ЖРД управления (4 штуки)

Одним из первых образцов ЖДПУ рассматриваемого типа являлись двигательные установки поперечного управления, предназначенные для использования на головных ступенях ПР «Хеди» и «Эрис» (США), разрабатывавшихся в рамках программы СОИ для перехвата баллистических целей в верхних слоях атмосферы и на заатмосферном участке полета. Специфической особенностью ЖДПУ ПР «Хеди», связанной с ее работой в атмосфере, было использование четырех модульных блоков ЖРД для поперечного управления. При этом отдельные модули объединялись в единый блок (содержащий от двух до четырех ЖРД) с секторными щелевыми соплами прямоугольной формы, расположенными на корпусе головной ступени. Оценочное значение тяги двигателей поперечного управления составляло ~48000 Н (при показателе тяга/масса, равном 10000 Н/кг). В дальнейшем полученный опыт и технические решения, найденные при разработке ЖДПУ ПР «Хеди» и «Эрис», были использованы при разработке перспективных ПР США нового поколения (GBi, THAAD и др.).

Можно отметить, что для ПР THAAD (наряду с ЖДПУ) фирмой «Аэроджет» прорабатывается вариант двигателя на желеобразном топливе, который сочетает в себе преимущества ЖРД (высокий удельный импульс, возможность точного регулирования тяги и многократного включения) с достоинствами РДТТ (безопасность и удобство в эксплуатации). Увеличение же плотности топлива позволяет значительно уменьшить размеры топливных баков и головной ступени перехватчика в целом.

Характерным представителем современного перехватчика, оснащенного ЖДПУ, является внеатмосферная поражающая ступень – EKV (Exoatmospheric Kill Vehiele), разрабатываемая в настоящее время фирмами «Боинг» и «Хьюз» для ПР GBi. Оценочные значения характеристик этого перехватчика:

Масса	45–50 кг
Длина	до 2,5 м
Диаметр	0,6 м

С 1991 г. фирмой «Аэроджет» проводятся работы по созданию двигателя поперечного управления на твердом топливе (ДПУТТ), обладающего гибкостью систем на жидком топливе. Двигательная установка, получившая название EXCELS (Endo, Exo, Controllable, Extinguishable, Lightweight, Solid – атмосферная, заатмосферная, легкая, твердотопливная, управляемая с прерыванием), разрабатывалась в интересах программы создания заатмосферной боевой ступени ПР «Standard SM-3», а также универсального атмосферного перехватчика AIT (Atmospheric Interceptor Technology) для ПР типа THAAD, MEADS, CORPS SAM и др. Система ДПУТТ EXCELS позволяет:

– осуществлять работу ДУ с прекращением и возобновлением горения топлива (варьировать время работы);

– обеспечивать пропорциональное регулирование (дросселирование) тяги двигателей маневрирования (путем изменения площади критического сечения их сопел) от 0 до 100 %;

– осуществлять управление вектором поперечной тяги в пределах угла 0–360°.

На базе проведенных испытаний фирмой «Аэроджет» были получены следующие результаты:

Масса боевой ступени	17 кг
Диаметр/длина	250/560 мм
Тип ДПУТТ	3-кратного включения
Тяга двигателя маневрирования	
(4 сопла)	300 Н
Масса топлива	3 кг
Прирост характеристической скорости . . .	480 м/с

ГЛАВА 5

СИСТЕМЫ БОРТОВОГО ОБОРУДОВАНИЯ И ОСНАЩЕНИЯ ЗУР

5.1. ФАКТОРЫ, ОПРЕДЕЛЯЮЩИЕ СОСТАВ ОБОРУДОВАНИЯ ЗУР

Состав оборудования ЗУР определяется способом управления.

По способу управления различают автономное управление, телеуправление (теленаведение), самонаведение и комбинированное наведение.

Автономное управление выполняется по заданной программе с помощью инерциальной системы управления (ИСУ). Соответствующая программа вводится в систему управления с наземного командного пункта непосредственно перед стартом. Автономное управление применяется, как правило, на начальном участке полета после выхода ракеты из ТПК и склонения в направлении цели (при вертикальном старте) до начала теленаведения, радиоинерциального управления или самонаведения.

При *теленаведении* информация о координатах цели и ЗУР определяется радиолокационными средствами наведения (РСН) или оптико-электронными средствами, расположенными в блоке управления зенитным ракетным комплексом. Эта информация используется в наземном (корабельном) цифровом вычислительном комплексе для выработки команд управления, которые передаются на борт ЗУР радиолокатором сопровождения и наведения по радиолинии и принимаются бортовой радиоаппаратурой наведения. Важным преимуществом теленаведения является возможность комплексирования целевой информации от различных источников:

– радиолокационных в различных диапазонах радиоволн;

– оптико-электронных средств: пассивных приемников в инфракрасном и видимом диапазонах, активных лазерных средств.

Комплексирование целевой информации и возможность ее анализа в наземных вычислительных средствах придает теленаведению высокую

помехозащищенность. Большим достоинством ЗУР, использующих для управления полетом теленаведение, является простота бортовой аппаратуры и, как следствие, малая масса ЗУР.

Главным фактором, ограничивающим применение теленаведения для ЗУР средней и большой дальности действия, является увеличение ошибок наведения пропорционально дальности полета. Поэтому теленаведение широко применяется для управления ЗУР малой дальности. Практически все современные ЗРК, использующие теленаводящиеся ЗУР, относятся к классу малого радиуса действия. Их максимальная дальность составляет 12–15 км.

Другим фактором, сдерживающим применение теленаведения, служит ограничение числа одновременно сопровождаемых целей и ракет (ограничение канальности). Поэтому возможности ЗРК, использующего теленаводящиеся ЗУР, по отражению массированного налета целей с различных направлений ограниченны.

При теленаведении необходимо строить траекторию полета ЗУР таким образом, чтобы угловое смещение ЗУР относительно цели в течение всего полета не превышало сектор видимости РСН. Это условие ограничивает возможность реализации оптимальной летно-баллистической траектории полета ЗУР.

Примером современных телеуправляемых ЗУР могут служить отечественные ЗУР «Тор» и «Тунгуска».

При *самонаведении* информация об относительных координатах цели и ЗУР формируется головкой самонаведения (ГСН) на борту ракеты. Отсюда следует важнейшее преимущество самонаведения: практическая независимость точности наведения на цель от дальности перехвата. По способу аппаратурной реализации различают активное, полуактивное и пассивное самонаведение.

При активном самонаведении передатчик и приемник излучаемых и принимаемых сигналов располагаются на борту ракеты в составе активной головки самонаведения: радиолокационной (АРГС) или оптической (АОГС).

Достоинством активного самонаведения является полная автономность ЗУР от наземных средств, отсутствие ограничений на форму траектории полета со стороны наземных информационных средств, возможность организовать всеракурсную, многоканальную систему противовоздушной обороны.

Недостаток активного самонаведения – необходимость резкого увеличения масс и габаритов активных ГСН при увеличении их дальности действия, особенно по современным целям, выполненным по технологии «Стелс» для уменьшения отражающих свойств (характеристик) как в радиолокационном, так и в оптическом диапазонах. Поэтому активное

самонаведение реально применяется на небольших относительных расстояниях между ЗУР и целью, на конечном участке перехвата.

При полуактивном самонаведении передатчик радиосигналов (или оптических сигналов) располагается в наземном устройстве подсвета цели, а приемник отраженных от цели сигналов размещается на борту ЗУР в виде полуактивной радиолокационной головки самонаведения (ПАРГС) или полуактивной оптической головки самонаведения (ПОГС). Размещение передатчика подсвета цели в наземной части зенитного ракетного комплекса позволяет обеспечить полуактивное радиолокационное самонаведение на больших дальностях. Примером ЗУР большой дальности с полуактивным радиолокационным самонаведением может служить отечественная ЗУР В-880, разработанная в Машиностроительном конструкторском бюро (МКБ) «Факел».

Как правило, полуактивное самонаведение используется в ЗУР среднего радиуса действия с дальностью до 30–40 км. Примером может служить отечественная система «Бук» и американская система «Хок».

При пассивном самонаведении на борту ЗУР размещается радиолокационный или оптико-электронный приемник, воспринимающий излучение цели в соответствующем диапазоне волн.

Пассивные оптические головки самонаведения имеют малую дальность действия на встречных ракурсах, характерных для условий перехвата целей ЗУР (6–8 км по самолетам и 1–2 км по атакующим ракетам). Поэтому пассивные головки самонаведения используются как способ управления в течение всего полета для ЗУР «сверхмалой» дальности или на конечном участке полета для повышения точности наведения. Примером ЗУР, использующей пассивное самонаведение для управления на всей траектории полета, является отечественная ЗУР «Стрела», созданная в Конструкторском бюро «Точмаш». Главными достоинствами пассивного оптико-электронного самонаведения являются высокая точность наведения, а также малые масса и габариты ОГС.

Комбинированное наведение позволяет объединить достоинства теленаведения и самонаведения, в значительной мере избавиться от недостатков, присущих каждому способу в отдельности.

При комбинированном наведении полет ЗУР на цель разбивается на два участка: начальный участок, где управление осуществляется по информации от радиолокационных (или оптико-электронных) средств ЗРК, и конечный участок, где управление осуществляется с использованием бортовой головки самонаведения. На начальном участке полета может использоваться теленаведение или инерциальное управление. В последнем случае радиолокатор сопровождает только цель и передает на борт ЗУР по радиолинии координаты цели и их производные. Местоположение и скорость ракеты, а также относительные координаты цели и ЗУР и

команды управления вырабатываются в инерциальной системе управления (ИСУ), расположенной на борту ЗУР. ИСУ дает целеуказание бортовой ГСН, которая захватывает цель на автосопровождение на конечном участке полета, после сближения до относительной дальности, достаточной для обнаружения цели ГСН. Примером ЗУР, использующей комбинированный способ управления, является ЗУР 9М82, входящая в ЗРК, разработанный под руководством Генерального конструктора, академика В.П.Ефремова.

Разновидностью комбинированного способа наведения является так называемое «сопровождение через ракету» (в американской литературе – track via missile – TVM). В этом способе даже на конечном участке, после захвата цели полуактивной радиолокационной головкой самонаведения, получаемая ею информация «сбрасывается» по радиолинии с борта ЗУР на землю. Команды управления ЗУР формируются в наземном цифровом вычислительном комплексе в результате комплексирования информации от нескольких радиолокационных станций (наведения и обзора) и бортовой ГСН и передаются по радиолинии на борт ЗУР. Способ «сопровождения через ракету», обладающий повышенной помехозащищенностью, используется для управления ЗУР в современных многоканальных зенитных ракетных системах С-300ПМ (Россия) и «Пэтриот» (США). Примером ЗУР, использующей комбинированный способ управления «сопровождение через ракету», является ЗУР 48Н6, разработанная под руководством Генерального конструктора, академика П.Д. Грушина в МКБ «Факел».

Во всех случаях системы оборудования ЗУР включают в себя информационно-вычислительные устройства, бортовые источники энергии, боевое снаряжение, исполнительные устройства.

Информационные устройства вырабатывают или принимают информацию, необходимую для управления полетом ЗУР. К устройствам, вырабатывающим информацию, относятся головки самонаведения (радиолокационные и оптико-электронные), радиотехнические устройства, измерительные устройства определения координат и скорости ЗУР, входящие в бортовую инерциальную систему управления, приемно-передающие устройства.

Вычислительные устройства предназначены для обработки информации, вырабатываемой или принимаемой на борту ракеты, и вычисления команд управления и стабилизации ЗУР. Вычислительные устройства могут включать бортовые цифровые вычислительные машины и аналоговые вычислительные устройства.

Бортовые источники электроэнергии предназначены для обеспечения бортового оборудования всеми видами используемой энергии: электропитанием – бортовой аппаратуры, электрогазопитанием – исполнительных устройств (рулевых приводов).

Боевое снаряжение ЗУР включает боевую часть, неконтактный или контактный взрыватель и предохранительно-исполнительный механизм.

5.2. УСТРОЙСТВА ОПРЕДЕЛЕНИЯ КООРДИНАТ ЦЕЛИ И РАКЕТЫ

Решение задачи управления полетом ЗУР связано с определением рассогласования, т.е. отклонения ракеты от заданного законом управления положения. Для этого требуется в течение полета определять местоположение цели и ракеты относительно пункта управления или положение цели относительно ракеты в случае размещения устройств определения положения цели на борту ЗУР. Устройства, обеспечивающие определение положения объекта (цели, ракеты), принято называть координаторами.

Измерение положения объектов применительно к ЗРК производится либо в системе координат, начало которой совпадает с пунктом управления, либо в связанной с ракетой системе координат. Обычно в качестве координат принимаются угловые отклонения объекта в вертикальной (угол азимута) и горизонтальной (угол места) плоскостях, а также расстояние от начала координат до объекта.

В зависимости от диапазона частот электромагнитного излучения, используемого для определения положения объекта, координаторы могут быть радиолокационного, теплового (инфракрасного), оптического или комбинированного типа.

5.2.1. Радиолокаторы

В составе ЗРК применяются радиолокационные координаторы (радиолокаторы) с подвижной антенной или с антенным устройством, использующим принцип фазированной антенной решетки (ФАР).

Радиолокаторы с подвижной антенной, чаще всего параболической формы, излучают в пространство энергию в виде узконаправленного луча с раствором γ (рис. 5.1, *а*). Ось симметрии параболоида *OO'* смещена относительно оси сканирования *OO* на некоторый угол, в то время как излучатель расположен на этой оси. Вращение параболоида относительно этой оси с некоторой угловой скоростью сканирования позволяет вращать лепесток луча относительно оси сканирования. Возможен и другой путь создания луча, асимметрично смещенного относительно оси сканирования: вращением излучателя, установленного со смещением относительно оси симметрии параболоида. Внутренние границы луча при вращении несколько выходят за пределы оси сканирования и при вращении перекрывают друг друга. Антенна координатора работает в режиме «излучение-прием». Интен-

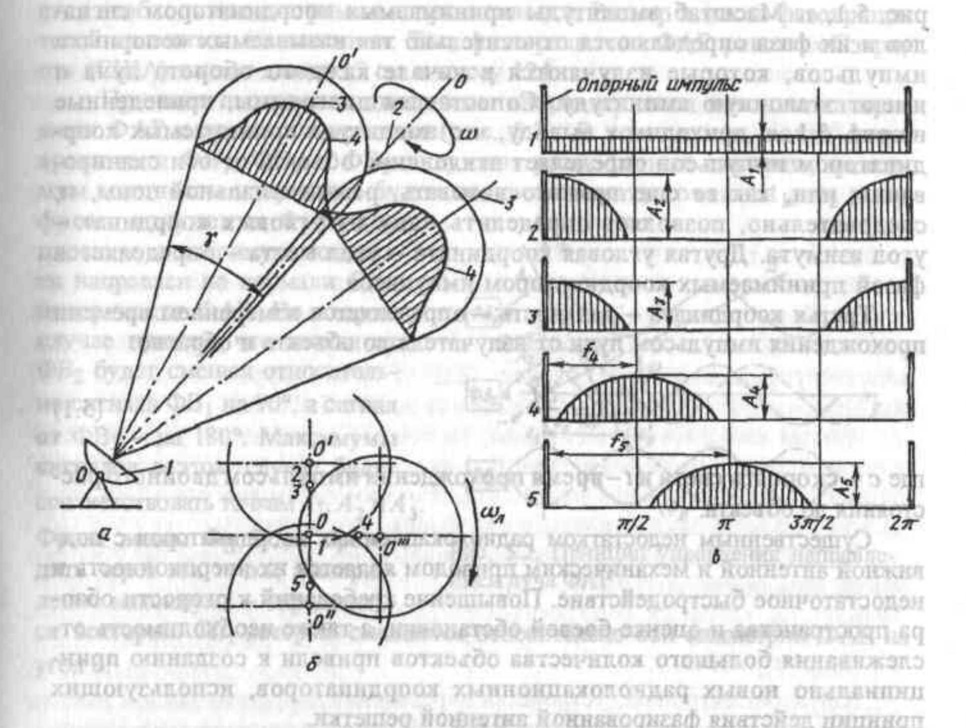


Рис. 5.1. К принципу действия радиолокационного координатора цели:
а – схема луча радиолокатора:
1 – антенна радиолокатора; *2* – ось сканирования; *3* – ось симметрии луча; *4* – диаграмма распределения мощности излучения по сечениям луча;
б – поперечные сечения луча с различными вариантами расположения целей;
в – к определению координат цели

сивность излучаемых импульсов имеет максимальное значение на оси симметрии луча, а к его границам уменьшается до нуля.

В том случае, если цель или ракета расположены в точке *1* на оси сканирования (рис. 5.1,*б*), интенсивность отраженных импульсов будет иметь постоянное значение и, следовательно, постоянными будут и амплитуды импульсов, принимаемых координатором (диаграмма *1*, рис. 5.1, *в*). При расположении объекта в точке *2* отраженный сигнал будет иметь максимальную амплитуду отраженных импульсов и, кроме того, с вращением луча будет модулироваться по фазе (диаграмма *2*, рис. 5.1, *в*). Рассуждая аналогичным образом для случаев расположения объекта в точках *3*, *4* и *5*, нетрудно убедиться, что им будут соответствовать диаграммы *3*, *4* и *5* на

рис. 5.1, *в*. Масштаб амплитуды принимаемых координатором сигналов и их фаза определяются относительно так называемых «опорных» импульсов, которые излучаются в начале каждого оборота луча и имеют эталонную амплитуду. Сопоставляя диаграммы, приведенные на рис. 5.1, *в*, приходим к выводу, что амплитуда принимаемых координатором импульсов определяет отклонение объекта от оси сканирования, или, как ее еще принято называть, равносигнальной зоны, и, следовательно, позволяет определить одну из угловых координат – угол азимута. Другая угловая координата – угол места – определяется фазой принимаемых координатором импульсов.

Третья координата – дальность – определяется измерением времени прохождения импульсом пути от излучателя до объекта и обратно:

$$D = \frac{ct}{2}, \tag{5.1}$$

где c – скорость света и t – время прохождения импульсом двойного расстояния до объекта.

Существенным недостатком радиолокационных координаторов с подвижной антенной и механическим приводом является их инерционность и недостаточное быстродействие. Повышение требований к скорости обзора пространства и оценке боевой обстановки, а также необходимость отслеживания большого количества объектов привели к созданию принципиально новых радиолокационных координаторов, использующих принцип действия фазированной антенной решетки.

ФАР представляет собой систему излучателей, в которой формирование и перемещение луча или нескольких лучей в пространстве осуществляется путем изменения фазовых сдвигов между сигналами, излучаемыми элементами ФАР. Плотность излучателей на плоскости антенны может достигать десяти и более единиц на квадратный сантиметр. При этом расстояние между элементами ФАР должно быть не более половины длины излучаемой волны. Изменяя фазу и мощность сигналов отдельных излучателей ФАР, можно обеспечить любую форму диаграммы направленности, создавать несколько независимых лучей, а также их практически мгновенную (в пределах 10 мкс) переброску с одного объекта на другой. Управление этим процессом осуществляется специализированной ЭВМ, что существенно повышает быстродействие координатора с ФАР по сравнению с подвижной антенной с механическим приводом.

Питание излучателей может производиться как от одного, так и от индивидуальных генераторов колебаний, расположенных непосредственно за каждой ячейкой ФАР. Энергия от генераторов проходит через ферритовые фазовращатели, с помощью которых изменяются фазы сигналов и формируется необходимая диаграмма направленности. Размер и масса фазовращателей сравнительно невелики. Так, фазовращатели ФАР ракеты «Пэтриот» (США) имеют длину 17 см и массу 124 г.

Принцип построения диаграммы направленности поясним на примере ФАР с тремя элементами (рис. 5.2). В том случае, когда фазовращатели ФВ$_1$, ФВ$_2$ и ФВ$_3$ излучают равнофазные сигналы, максимум мощности излучения будет соответствовать точкам A_1, A_2 и A_3, фронт излучения Ф$_I$ будет плоским, а максимум мощности направлен по нормали OI к поверхности ФАР. Во втором случае примем, что сигнал от ФВ$_2$ будет смещен относительно сигнала ФВ$_1$ на 90°, а сигнал от ФВ$_3$ – на 180°. Максимумы сигналов в этом случае будут соответствовать точкам A_1, A'_2 и A'_3. Фронт волны Ф$_{II}$ будет проходить через эти точки, а направление максимума – определяться вектором OII, который смещается относительно оси симметрии ФАР на угол θ:

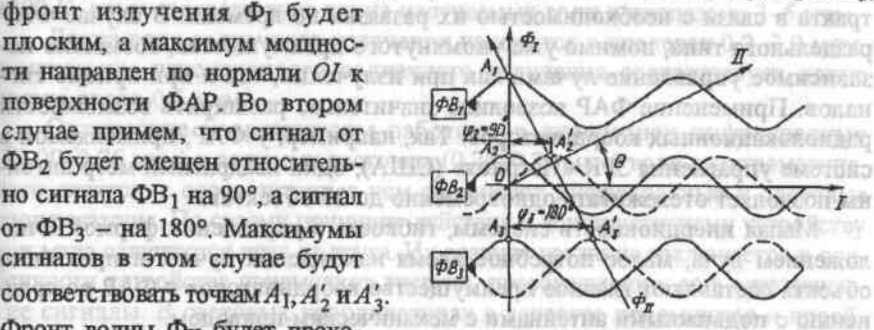


Рис. 5.2. Принцип управления направлением луча ФАР

$$\theta = \arcsin\frac{2\pi\varphi}{d\lambda}, \tag{5.2}$$

где φ – угол смещения фаз между соседними фазовращателями; d – расстояние между соседними излучателями; λ – длина волны излучаемого (принимаемого) сигнала.

Из приведенной зависимости видно, что управление положением главного максимума излучения ФАР возможно не только за счет изменения фазы сигнала, но и за счет изменения расстояния между излучателями и изменения длины волны сигнала. Причем для конструктора ЗУР очень важно, что уменьшение длины волны приводит к увеличению плотности расположения элементов ФАР и, следовательно, к уменьшению габаритов и массы антенны, а также к расширению обозреваемого ею поля.

ФАР могут быть одномерными (линейными или дуговыми), двумерными (поверхностными) и трехмерными (сферическими, цилиндрическими, коническими и др.). Расстояние между излучающими элементами может быть как одинаковым по всему полю, так и различным (неэквидистантные ФАР). Неравномерное расположение излучающих

элементов позволяет уменьшить их общее число при тех же характеристиках ФАР.

В зависимости от способов передачи и приема сигналов различают совмещенные (приемопередающие) и раздельные (приемные или передающие) ФАР. Совмещенные ФАР более компактны, так как в них одни и те же элементы используются в режимах приема и передачи сигналов. Однако в этом случае усложняется аппаратурная часть приемопередающего тракта в связи с необходимостью их развязки по времени. В случае ФАР раздельного типа, помимо уже упомянутого преимущества, возможно независимое управление лучами как при излучении, так и при приеме сигналов. Применение ФАР позволило значительно расширить возможности радиолокационных координаторов. Так, например, у ФАР, применяемой в системе управления ЗРК «Пэтриот» (США), один квадратный метр антенны позволяет отслеживать одновременно до 20 объектов.

Малая инерционность системы, гибкость в управлении формой и положением луча, малое потребное время нахождения луча в направлении объекта составляют главное преимущество координаторов с ФАР по сравнению с подвижными антеннами с механическим приводом.

В настоящее время ведутся исследования по применению ФАР в бортовых координаторах ЗУР.

5.2.2. Оптико-электронные устройства определения координат цели и ракеты

Оптико-электронные устройства определения координат цели и ракеты используют естественные излучения от объекта и относятся к пассивному типу координаторов. Наиболее освоенными диапазонами оптических волн, которые нашли широкое практическое применение в связи с минимальным затуханием в атмосфере, являются:

Ультрафиолетовый . . . . 0,28–0,35 мкм
Видимый . . . . 0,40–0,76 мкм
Ближний инфракрасный . . . . 1,70–2,40 мкм
Средний инфракрасный . . . . 3,00–5,50 мкм
Длинноволновый инфракрасный . . . . 8,0–14,00 мкм.

Источниками энергии в указанных диапазонах являются: излучение корпуса объекта, вызываемое аэродинамическим нагревом, струя газов, истекающая из двигателя, отраженные от конструкции излучения Солнца и других планет. Совокупность этих излучений экранируется фоном, создаваемым облачностью, туманом, дождем или снегопадом, прямыми солнечными и другими планетарными излучениями, а также взвешенными в атмосфере мельчайшими частицами пыли.

Источниками тепловой энергии от цели или ракеты могут быть либо сопла двигателей, либо элементы конструкции, подверженные наибольшему

аэродинамическому нагреву. При полете объекта на малой высоте с дозвуковой скоростью обшивка в носовой части и на передней кромке крыла разогревается до температуры порядка 300 K. При этом длина волны теплового излучения составляет примерно 10 мкм. Максимальная температура стенок камеры ракетных двигателей составляет в среднем 550–970 K. В этом случае длина волны излучения составляет 2,74–5,26 мкм. Температура центральной части струи истекающих из двигателя газов достигает 1000 K, чему соответствует длина излучаемых волн в диапазоне 3–5 мкм.

Длина волн солнечного излучения находится в пределах 0,2–3,0 мкм, а максимум интенсивности солнечного излучения соответствует длине волны около 0,5 мкм.

Оптические координаторы работают в диапазонах инфракрасных (10,00–0,76 мкм) и видимых световых (0,76–0,38 мкм) волн электромагнитного спектра, в соответствии с чем различают инфракрасные и световые координаторы. По своему принципу действия и конструктивному устройству они мало отличаются друг от друга. Их главное различие заключается в особенности устройства приемников энергии, преобразующих ее в электрические сигналы. В световых координаторах в качестве приемников и преобразователей энергии используются фоторезисторы и фотоумножители, а в тепловых координаторах – терморезисторы. Существенным недостатком оптических (особенно световых) координаторов является их зависимость от погодных условий: облачности, осадков, тумана, солнечного фона. В связи с этим световые координаторы применяются крайне редко, а тепловые – в основном в составе ЗРК малой и сверхмалой дальности.

В видимом диапазоне волн дальность обнаружения объекта находится в пределах метеорологической видимости (табл. 5.1).

Таблица 5.1

Состояние атмосферы	Дальность видимости, км
Очень сильный туман	0,05
Сильный туман	0,20
Средний туман	0,50
Слабый туман	1,0
Очень сильная дымка	2,0
Сильная дымка	4,00
Слабая дымка	10,0
Удовлетворительная видимость	20,0
Хорошая видимость	50,0
Исключительная видимость	50,0
Идеальная атмосфера	150–270

Современные оптико-электронные координаторы используют, как правило, два или даже три спектральных диапазона: ультрафиолетовый, ближний и средний ин-

фракрасный. В ряде случаев наряду с инфракрасным используется и видимый световой диапазон с применением телевизионной камеры. Это позволяет обнаруживать, селектировать и сопровождать цели и ракеты в сложных фоновых условиях и при наличии ложных тепловых целей.

В связи с тем, что оптико-электронные устройства не позволяют осуществлять обнаружение и слежение за объектами в сложных метеоусловиях, их чаще всего используют в сочетании с радиолокационными координаторами. В качестве примера реализации подобного принципа определения координат цели и ракеты можно привести системы управления зарубежными ЗУР малой дальности «Рапира», «Роланд», «Кроталь». Эти системы снабжены оптическим прицелом, с помощью которого оператор осуществляет захват и отслеживание цели. Камера прицела имеет два поля зрения: широкий луч захвата (5–8°) и узкий луч сопровождения (2–3°) и позволяет одновременно сопровождать в одном луче цель и ракету, измеряя их разностные угловые координаты. Точность измерения угловых координат составляет примерно 0,1 мрад.

После получения светового или звукового сигнала о нахождении цели в зоне пуска оператор нажимает кнопку пуска ракеты. Оптическая ось камеры с точностью до угла рассогласования направляется по линии визирования. После старта ракета вводится в поле зрения телевизионной камеры, а изображение установленного на ракете трассера автоматически фиксируется на экране видиконовой трубки. Центр видиконовой трубки соответствует центру поля обзора оператора. При любом смещении изображения трассера от центра трубки возникают сигналы рассогласования, на основе которых наземное счетно-решающее устройство рассчитывает сигналы управления. Эти сигналы кодируются и передаются на борт ракеты по радиотракту, где преобразуются в соответствующие отклонения рулей. Единственной задачей оператора является оптическое сопровождение цели, управление же ракетой осуществляется автоматически.

В ночное время или в условиях плохой видимости определение координат цели и ракеты производится РЛС, принцип действия которой был рассмотрен в предыдущем разделе. В радиолокационном режиме ракета находится с некоторым рассогласованием на линии РЛС – цель, а управляющие команды вырабатываются так же, как при оптическом сопровождении цели.

5.2.3. Радиолокационные головки самонаведения

В том случае, когда устройства для определения координат цели расположены на борту ракеты, на практике их принято называть головками самонаведения (ГСН). В составе систем управления ЗУР, как правило, используются ГСН радиолокационного или оптико-электронного типов.

Конструктивная схема и способ установки ГСН на борту ракеты определяются принятым законом управления и системой координат, в которой измеряется положение цели. ГСН зенитных ракет чаще всего измеряют угловую скорость вращения линии ракета – цель (линии визирования) или угловые отклонения цели от оси измерения, что существенным образом влияет как на конструктивную, так и на аппаратурную схему ГСН. В зависимости от принятых условий различают ГСН неподвижного и подвижного типа.

ГСН неподвижного типа жестко связаны с корпусом ракеты и измеряют положение цели относительно связанных с ракетой осей. В этом случае измерительный элемент ГСН (для радиолокационной ГСН это антенна) неподвижно закреплен в корпусе ракеты.

Подвижные ГСН измеряют положение цели в системе координат, которая может менять свою ориентацию относительно связанных с ракетой осей. В этом случае ГСН, в свою очередь, можно подразделить на два типа: подвижные неследящие и подвижные следящие.

Подвижные неследящие ГСН могут изменять положение антенны относительно связанных осей в процессе прицеливания до старта ракеты. После старта положение антенны фиксируется, например, относительно вектора скорости ракеты или инерциальных осей (земной системы координат) и остается неизменным в течение всего полета ракеты. В частности, такие ГСН могут применяться при наведении по методу погони или параллельного сближения.

В системах управления ЗУР наиболее широкое применение нашли подвижные следящие ГСН. Они, как правило, предназначены для получения на борту ракеты информации об угловой скорости вращения линии визирования.

Принцип действия радиолокационной ГСН следящего типа рассмотрим с помощью схемы, приведенной на рис. 5.3. Конструктивно радиолокационные следящие ГСН состоят из двух блоков: координатора и гиростабилизатора. Координатор радиолокационной ГСН представляет собой антенну и соответствующие устройства обработки отраженного от цели радиолокационного сигнала, позволяющие определять угловые рассогласования между направлением на цель и равносигнальной линией антенны ГСН в двух взаимно перпендикулярных плоскостях $\Delta\varepsilon$ и $\Delta\beta$. Координатор устанавливается на гиростабилизаторе ГСН.

Гиростабилизатор имеет две степени свободы вращения относительно связанных с ракетой осей: с помощью наружной рамы *1* на угол $\Delta\varepsilon$ и внутренней рамы *2* на угол $\Delta\beta$. На внутренней раме *2* гиростабилизатора установлена антенна координатора *3* и трехстепенный гироскоп *4*. Вектор кинетического момента гироскопа $\bar{H}$ направлен вдоль стабилизируемой оси

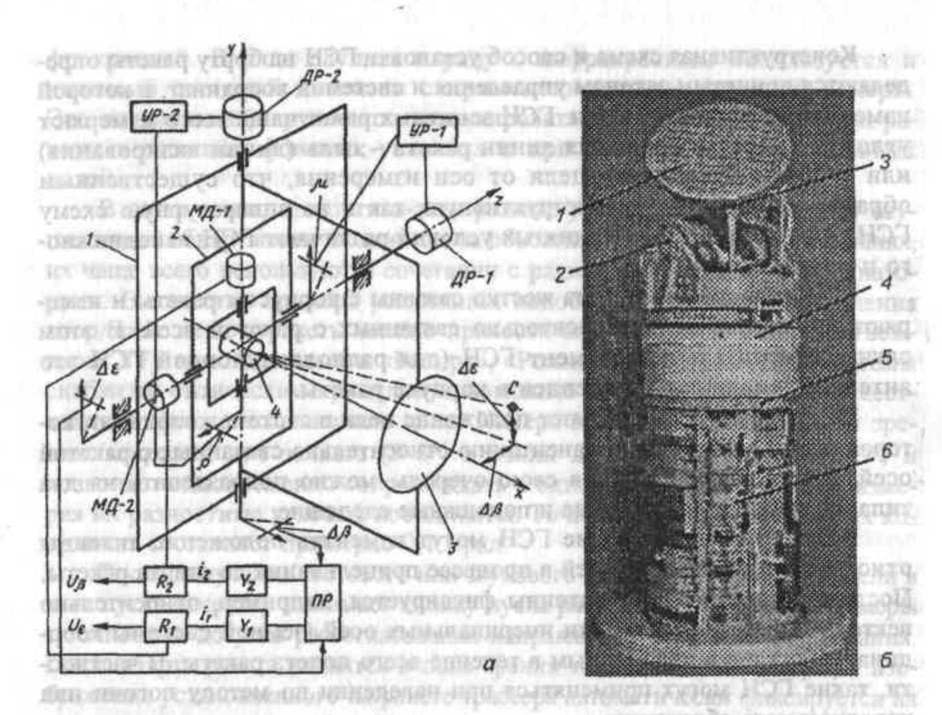


Рис. 5.3. Схема и конструкция радиолокационной головки самонаведения:

а – схема радиолокационной ГСН:

1 и *2* – наружная и внутренняя рамы; *3* – антенна; *4* – трехстепенный гироскоп;

б – конструкция активной радиолокационной ГСН:

1 – щелевая антенна; *2* – ось крепления внешней рамы; *3* – ось крепления антенны; *4* – шпангоут установки обтекателя; *5* – шпангоут крепления ГСН к корпусу ракеты; *6* – электронное устройство ГСН

гиростабилизатора и совпадает с равносигнальной линией антенны. С гироскопа снимаются углы поворота его наружной рамы μ и внутренней рамы ρ. Кроме датчиков углов поворота μ и ρ, на каждой оси гироскопа установлены магнитоэлектрические моментные датчики МД-1 и МД-2, создающие управляющие моменты M_μ и M_ρ относительно соответствующих осей гироскопа. Моменты определяются сигналами управления i_1 и i_2, которые, в свою очередь, пропорциональны угловым рассогласованиям Δε и Δβ между линией визирования и равносигнальной линией антенны. На внешней и внутренней рамах гиростабилизатора установлены двигатели разгрузки ДР-1 и ДР-2, которые управляются сигналами усилителей УР-1 и УР-2, пропорциональными углам μ и ρ.

Вращение линии визирования в пространстве, вызванное движением цели или ракеты, приводит к появлению угловых рассогласований Δε и Δβ. В соответствии с ними преобразователь вырабатывает управляющие напряжения $U_{\Delta\varepsilon}$ и $U_{\Delta\beta}$, которые через усилители $У_1$ и $У_2$ поступают на обмотки моментных датчиков МД-1 и МД-2, вызывая появление управляющих моментов M_ρ и M_μ относительно соответствующих осей гироскопа. Под действием управляющих моментов гироскоп прецессирует, поворачиваясь вектором кинетического момента по кратчайшему пути к линии визирования. Одновременно двигатели разгрузки ДР-1 и ДР-2 доворачивают гиростабилизатор таким образом, чтобы обнулить углы ρ и μ, при этом равносигнальная линия стремится совместиться с линией визирования. Таким образом осуществляется режим автоматического углового слежения антенны ГСН за целью.

Учитывая известное из теоретической механики соотношение для угловой скорости прецессии:

$$\omega_\varepsilon = \frac{M_\varepsilon}{H}; \tag{5.3}$$

$$\omega_\beta = \frac{M_\beta}{H} \tag{5.4}$$

и имея в виду линейную зависимость управляющих моментов и соответствующих напряжений от угловых рассогласований Δε и Δβ, получаем следующие выражения для проекции угловой скорости линии визирования на антенные оси:

$$\omega_\varepsilon = \frac{k\,\Delta\varepsilon}{H} = d\cdot\Delta\varepsilon; \tag{5.5}$$

$$\omega_\beta = \frac{k\,\Delta\beta}{H} = d\cdot\Delta\beta, \tag{5.6}$$

где $d = k/H$ – добротность ГСН.

Напряжения, выделяемые на измерительных сопротивлениях R_1 и R_2, пропорциональные проекциям угловой скорости линии визирования

$$U_\varepsilon = \eta\,\Delta\varepsilon = \frac{\eta}{d}\,\omega_\varepsilon; \tag{5.7}$$

$$U_\beta = \eta\,\Delta\beta = \frac{\eta}{d}\,\omega_\beta, \tag{5.8}$$

непосредственно используются для управления ЗУР на этапе самонаведения (η – некоторый коэффициент пропорциональности).

В общем случае головки самонаведения ЗУР должны отвечать следующим основным требованиям:

– обеспечивать необходимую дальность захвата и автосопровождения цели;

– располагать необходимым углом поля зрения;

– производить измерение угловых рассогласований с минимально допустимыми ошибками при минимальных массогабаритных характеристиках ГСН;

– иметь минимальную дальность ослепления и срыва сопровождения на конечном участке сближения с целью;

– обладать достаточной надежностью, обеспечивающей в совокупности с другим оборудованием и конструкцией ракеты заданный в ТТЗ общий уровень надежности ЗУР.

Дальность захвата и начала автосопровождения цели определяется минимальным временем самонаведения, необходимым для обеспечения требуемой точности и, как следствие, вероятности поражения цели. Для ЗУР ближнего действия, которые захватывают цель до пуска ракеты, потребная дальность захвата цели бортовой ГСН может быть определена из кинематического соотношения:

$$D_з \geq \sqrt{\left(d_{max} + V_ц t_\Sigma\right)^2 + H_ц^2}, \quad (5.9)$$

где d_{max} – заданная максимальная дальность стрельбы; $V_ц$ – скорость полета цели; t_Σ – полное время полета ЗУР до точки встречи; $H_ц$ – высота полета цели.

Кроме того, требуемая дальность захвата зависит от скорости сближения, начального промаха и начальных угловых ошибок, зависящих от точности вывода ЗУР в точку захвата цели ГСН, а также маневренных возможностей ЗУР на этапе самонаведения.

В располагаемом времени самонаведения, определяемом как время, соответствующее потенциальной дальности обнаружения цели ГСН за вычетом времени, затрачиваемого на поиск цели, должно, как уже указывалось ранее, учитываться время, необходимое для ликвидации начального промаха с максимальным боковым ускорением, развиваемым ЗУР. Этот запас времени должен составлять не менее 0,5–1 с полетного времени. Требуемая дальность обнаружения цели ГСН ограничивается также и массогабаритными параметрами отсека ЗУР, выделяемого для размещения ГСН. При этом наибольшие трудности возникают при размещении на ракете активных радиолокационных ГСН, наиболее предпочтительных для перспективных ЗУР средней дальности, но имеющих сравнительно значительную массу (примерно 0,7–0,8 кг на километр дальности захвата цели с ЭПР 5 м^2) и габариты.

Для сравнительных оценок дальности обнаружения ГСН активного и полуактивного типа можно использовать известные из теории радиолокации формулы:

для активной радиолокационной ГСН

$$D_о \div \sqrt[4]{\frac{P_п \cdot \sigma_ц \cdot A_г^2}{\lambda^2}}; \quad (5.10)$$

для полуактивной радиолокационной ГСН

$$D_о \div \frac{1}{D_р \cdot \lambda} \sqrt{P_п \cdot \sigma_ц \cdot A_г \cdot A_р}. \quad (5.11)$$

Здесь $D_о$ – дальность от ЗУР до цели в момент ее обнаружения; $D_р$ – расстояние от радиолокатора подсвета до цели (для полуактивной ГСН); λ – длина волны; $\sigma_ц$ – ЭПР цели; $P_п$ – мощность передатчика; $A_г$ – площадь антенны ГСН; $A_р$ – площадь антенны радиолокатора подсвета цели; ÷ – символ пропорциональности.

Важным параметром радиолокационной ГСН является угол раствора луча антенны, называемый также шириной диаграммы направленности антенны или полем зрения антенны. В общем случае он должен отвечать двум противоречивым требованиям. Для уменьшения времени углового поиска и захвата цели поле зрения желательно увеличивать. Увеличение поля зрения способствует также расширению диапазона отслеживания линии визирования при подлете ракеты к цели и резком увеличении угловой скорости ее вращения. С другой стороны, угловые ошибки сопровождения цели прямо пропорциональны ширине поля зрения и, с этой точки зрения, раствор луча необходимо делать узконаправленным. На практике угол раствора луча ГСН неподвижного типа составляет примерно 10°. У подвижных следящих ГСН этот угол может составлять 3–6 °, однако при этом необходимо иметь в виду, что угол поворота самой антенны может достигать 45° и более, существенно расширяя тем самым поле зрения ГСН.

Ширина поля зрения (диаграммы направленности) ГСН связана с длиной волны и диаметром антенны соотношением

$$\varphi = 57{,}3\,\frac{\lambda}{D_a}, \quad (5.12)$$

где φ – ширина диаграммы направленности антенны по половинной мощности, в градусах; λ – длина волны, в см; D_a – диаметр антенны, в см.

ГСН располагается в носовой части ракеты, что накладывает на ее конструкцию две группы требований. С одной стороны, носовая часть ракеты является составным элементом ее конструкции и испытывает в полете наибольшие по сравнению с другими частями корпуса аэродинамические и тепловые нагрузки. (Вопрос влияния обтекателя на процесс наведения рассматривается в главе 6, а вопросы конструкции и прочности антенных обтекателей – в главе 8. Сейчас отметим лишь, что необходимая прочность носовых обтекателей обеспечивается соответствующим выбором их формы, толщины стенок и материала, из которого они изготавливаются.) С другой стороны, на конструкцию и форму обтекателей накладываются особые требования со стороны ГСН. Основными из них являются: минимальное поглощение энергии при прохождении через обтекатель, а также минимальное искажение этих сигналов при изменении углового положения цели. Эти требования реализуются путем выбора оптимальной формы обтекателя, толщины его стенок и материала.

Так, например, с точки зрения величины вносимых обтекателем искажений сигналов от цели, наиболее оптимальной является сферическая форма обтекателя, однако она оказывается неприемлемой с аэродинамической точки зрения из-за большого лобового сопротивления и температурных нагрузок. В связи с этим сферические обтекатели для радиолокационных ГСН не применяются. В этом случае чаще всего используются обтекатели оживальной формы. Оптимальными с точки зрения наилучшего прохождения электромагнитных волн являются обтекатели с полуволновой или полноволновой толщиной стенок, определяемой из соотношения

$$\delta = k\,\frac{\lambda}{2\sqrt{\varepsilon - \sin^2\theta}}\,, \qquad (5.13)$$

где λ – длина волны; ε – диэлектрическая проницаемость материала обтекателя; θ – угол между нормалью к фронту падающей электромагнитной волны и нормалью к поверхности обтекателя; k – коэффициент, равный 1 для полуволнового и 2 – для полноволнового обтекателя.

На практике необходимая толщина обтекателя определяется, прежде всего, исходя из прочностных требований, а затем проводится проверка, удовлетворяет ли она требованиям радиопрозрачности. Если условия необходимой радиопрозрачности не выполняются, то производят коррекцию параметров обтекателя (толщины стенок или диэлектрической проницаемости). В качестве материалов обтекателей антенн радиолокационных ГСН используются диэлектрические материалы типа стеклопластиков, керамопластов, керамики, ситаллов (стеклокристаллических материалов) и др.

5.2.4. Оптико-электронные головки самонаведения

С учетом особенностей условий работы оптико-электронных систем и характеристик излучающих свойств воздушных целей (см. раздел 5.2.2.) в современных оптико-электронных головках самонаведения (ОЭГСН) используются два–три спектральных диапазона, что позволяет обнаруживать и селектировать цели даже в сложных фоновых условиях и при наличии ложных целей.

Чаще всего в ОЭГСН используется диапазон волн 3–5,5 мкм, в пределах которого условия выделения цели наиболее благоприятны, особенно ночью. Однако днем, в сложных фоновых условиях, проблема работы ОЭГСН в инфракрасном средневолновом диапазоне остается. Поэтому одновременно с ним часто используется ультрафиолетовый и ближний инфракрасный диапазон.

В составе современных зарубежных ЗУР «Стингер» (США) и «Мистраль» (Франция) применены двухдиапазонные ОЭГСН с использованием средневолнового инфракрасного и ультрафиолетового диапазонов. Применение ультрафиолетового диапазона позволяет выделить цель даже на фоне Солнца, а применение двухдиапазонной ОЭГСН позволяет использовать оснащенные ими ЗУР в любое время суток. Для перспективных ЗУР предусматриваются ОЭГСН даже трехдиапазонного типа.

В самом общем виде структурная схема ОЭГСН изображена на рис. 5.4.

Приемное устройство *1* представляет собой оптическую систему, состоящую из нескольких зеркал и корректирующих линз, позволяющую фокусировать получаемую от цели энергию в узкий пучок. Оптическая ось системы установлена таким образом, что в случае расположения цели на этой оси поток энергии фокусируется в центре фотоприемного устройства *3* или *4*. В случае отклонения цели от оптической оси сфокусированный луч перемещается относительно оси симметрии фотоприемного устройства, что и позволяет определять две угловые координаты положения цели (так же, как у радиолокационной ГСН).

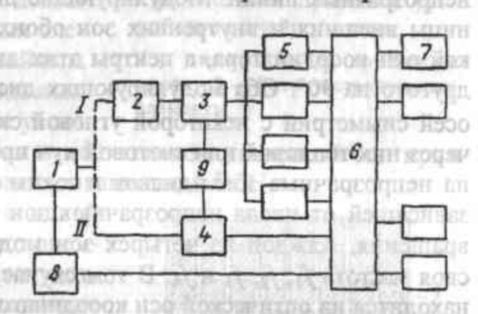


Рис. 5.4. Схема системы управления ЗУР с оптико-электронной головкой самонаведения

В современных высокочувствительных фотоприемных устройствах используются либо бинарные соединения типа антимония индия, селенида свинца, теллурида свинца, либо тройные соединения, например кадмий-ртуть-теллур или свинец-олово-теллур. Для охлаждения чувствительного слоя фотоприемных устройств в составе ОЭГСН предусмотрена система охлаждения *9*.

Выделение информации о положении цели в ОЭГСН может осуществляться двумя путями: с использованием модулирующих дисков *2* либо с применением линейных или матричных фотоприемных устройств *4*.

Рис. 5.5. Модулирующие диски

В первом случае тепловой или световой луч от цели, проходя через оптическое приемное устройство, попадает на модулирующее устройство *2*. В качестве модулирующего устройства чаще всего применяются модулирующие диски, выполненные из кварцевого стекла. На поверхность дисков наносится непрозрачный рисунок, один из возможных вариантов которого приведен на рис. 5.5. В данном случае поверхность каждого диска разбита на две зоны: внешнюю и внутреннюю, в пределах которых нанесено различное число непрозрачных линий. Модулирующие диски расположены так, чтобы границы внешних и внутренних зон обоих дисков пересекались на оптической оси координатора, а центры этих дисков смещены один относительно другого на 90°. Оба модулирующих диска вращаются относительно своих осей симметрии с некоторой угловой скоростью ω. При этом проходящий через них тепловой или световой луч прерывается в момент попадания его на непрозрачные зоны дисков и таким образом модулируется по частоте, зависящей от числа непрозрачных зон на дисках и угловой скорости их вращения. Каждой из четырех зон модулирующих дисков соответствует своя частота f_1, f_2, f_3 и f_4. В том случае, когда тепловой или световой луч находится на оптической оси координатора, он попадает на разделительную непрозрачную зону и модулироваться не будет, а на фотоприемном устройстве электрический сигнал отсутствует. При отклонении от оптической оси луч будет модулироваться в зависимости от его расположения относительно разделительной зоны либо, например, с частотами f_1 и f_3, если луч проходит через внутреннюю зону дисков, либо с частотами f_2 и f_4, если луч проходит через внешнюю зону дисков. Попадающий на фотоприемное устройство промодулированный луч преобразуется в электрические сигналы, несущие информацию о частотах модуляции луча, которые выделяются на-

строенными на эти частоты фильтрами *5* (см. рис. 5.4). Поступающие с фильтров сигналы анализируются в вычислительном устройстве *6*, где вырабатываются управляющие команды на рулевые приводы *7*, которые отклоняют органы управления таким образом, чтобы изменить положение ракеты и ликвидировать отклонение луча от оптической оси координатора. В данном случае координатор не измеряет отклонение луча от оптической оси, а работает по принципу определения отклонения цели «вверх-вниз», «вправо-влево». При более сложном рисунке можно обеспечить ступенчатое или даже плавное определение величины отклонения цели от оптической оси, однако при этом существенно усложняются устройства, выделяющие и анализирующие информацию о положении цели.

Во втором случае информация о положении цели выделяется с помощью линейных или матричных фотоприемных устройств.

При линейном расположении фоточувствительных элементов *3* (рис. 5.6) их число и расположение относительно оптической оси *2* определяет угол зрения ОЭГСН и точность измерения угловых координат цели. Так, например, для реализации угла зрения ±3° необходимо расположить на фотоприемном устройстве до 40 фоточувствительных элементов, что позволяет воспринимать излучение от цели с угловым размером 9′. Для получения угла зрения ±1,2° достаточно иметь 16 фоточувствительных элементов. Вращение диска с линейным расположением фоточувствительных элементов позволяет получать две угловые координаты расположения цели относительно оптической оси принципиально тем же путем, что и в радиолокационной ГСН.

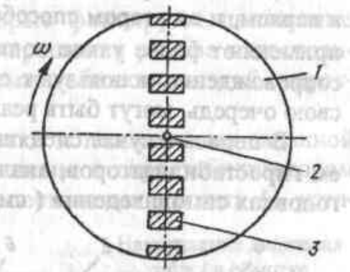


Рис. 5.6. Фотоприемное устройство линейного типа:
1 – диск; *2* – ось вращения диска; *3* – фоточувствительные элементы

В двухдиапазонных ОЭГСН с одной стороны оси симметрии диска фотоприемного устройства размещаются фоточувствительные элементы, воспринимающие излучения, например, в среднем инфракрасном диапазоне, а с другой – фоточувствительные элементы ультрафиолетового диапазона волн. При этом за один оборот диска получают данные о положении цели как в инфракрасном, так и в ультрафиолетовом диапазоне.

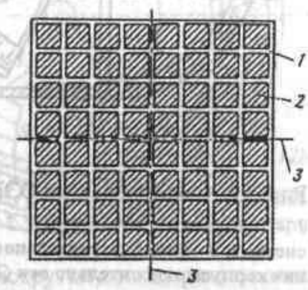


Рис. 5.7. Фотоприемное устройство матричного типа

Матричные фотоприемные устройства (рис. 5.7) выполняются на подложке *1*, где фоточувствительные элементы *2* размещаются в виде квадрата или прямоугольника. В этом случае вращение диска не обязательно, а угловые координаты цели определяются бортовым вычислительным устройством по отклонению луча от оси симметрии *3* фотоприемного устройства в любом направлении. При этом тепловой или световой луч, попадая на поле фотоприемного устройства, возбуждает напряжение на одном из фоточувствительных элементов, расстояние от которого до оси симметрии и определяет координаты положения цели.

Так же, как и в предыдущем случае, точность измерения положения цели зависит от размеров и числа фоточувствительных элементов. Например, для получения поля зрения ОЭГСН ±6° необходимо разместить 40 × 40 = 1600 фоточувствительных элементов.

С целью сокращения потребного числа фоточувствительных элементов и в первом, и во втором способе получения информации о координатах цели применяют более узкие поля зрения (порядка ±(1–2°)), а для ее захвата и сопровождения используют следящие системы *8* (см. рис. 5.4), которые, в свою очередь, могут быть реализованы в двух вариантах.

В первом случае следящие устройства выполняются с использованием гиростабилизаторов, аналогичных применяемым в радиолокационных головках самонаведения (см. раздел 5.2.3.).

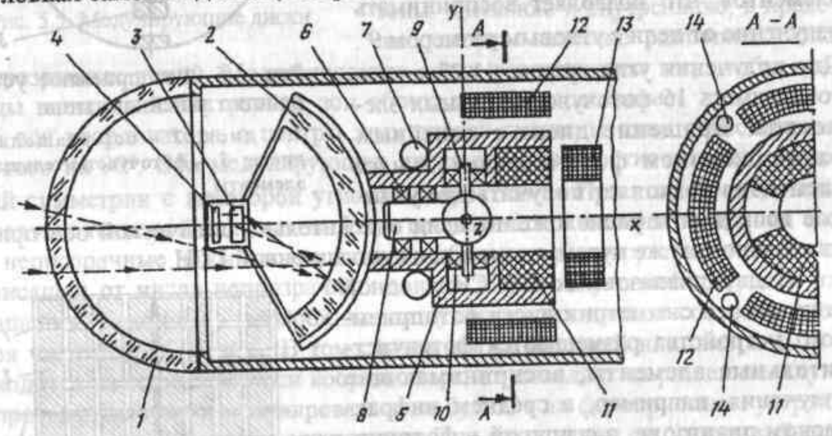


Рис. 5.8. Схема действия ОЭГСН с гиростабилизатором типа «волчок»:

1 – прозрачный обтекатель; *2* – первичное зеркало; *3* – фокусирующая оптическая система; *4* –фоточувствительное устройство; *5* – корпус; *6, 8* – подшипник и ось вращения корпуса относительно оси *OX*; *7* – баллон с жидким азотом; *10, 9* – подшипник и ось вращения системы относительно оси *OY*; *11* – постоянные магниты; *12* – соленоид системы слежения; *13* – соленоид системы раскрутки корпуса; *14* – датчик положения магнитов

Другой способ реализации оптико-электронного следящего координатора цели основан на использовании гиростабилизатора типа «волчок» и представлен на рис. 5.8.

В этом случае оптико-электронная система монтируется во вращающемся с большой скоростью корпусе *5*, который закреплен на кардановом подвесе, имеющем три степени свободы. Во вращающемся корпусе размещены: сферическое зеркало *2*, фокусирующая оптическая система *3*, фотоприемное устройство *4* и два постоянных магнита *11*. На корпусе ракеты установлены две группы соленоидов.

Одна группа соленоидов *12* (*12a*, *12b*, *12d*, *12c* на рис. 5.9) предназначена для создания вращающегося магнитного поля, с помощью которого во взаимодействии с постоянными магнитами *11* раскручивается до необходимой скорости корпус оптико-электронной системы *5*. Коммутация токов в соленоидах осуществляется по показаниям датчиков положения магнитов ротора *14*, которые фиксируют положение центра сектора магнита. Для обеспечения вращения ротора с постоянной угловой скоростью предусмотрена система стабилизации этой скорости путем регулирования тока в соленоидах.

На рис. 5.9 представлена схема раскрутки и поддержания заданной скорости вращения оптико-электронной системы с гиростабилизатором типа «волчок». В системе используются два постоянных магнита *11*, установленных на подвижном (вывешенном на кардане) корпусе *5* и четыре соленоида *12* (*12a*, *12b*, *12d*, *12c*), расположенные на внутренней части неподвижного корпуса головки, в обмотки которых попеременно (попарно) подается постоянный ток. В результате на торцах соленоидов образуются по паре противоположных полюсов. Ток в соленоиды подается в зависимости от положения постоянных магнитов, регистрируемого четырьмя датчиками *14*. На рис. 5.9 показано положение постоянных магнитов с по-



Рис. 5.9. Схема раскрутки и поддержания заданной скорости вращения оптико-электронной системы типа «волчок»

люсами $N_м$ и $S_м$ в момент, когда в обмотки соленоидов *12а* и *12с* подается постоянный ток I, под действием которого соленоиды становятся электромагнитами с плюсами $N_с$ и $S_с$. В результате взаимодействия магнитных полей возникают касательные силы притяжения разноименных полюсов F_{NS} и отталкивания одноименных полюсов F_{SS}, воздействующие на постоянные магниты. Эти силы создают момент относительно продольной оси кардана, в результате чего происходит раскрутка и вращение корпуса *5*. Скорость вращения корпуса определяется величиной тока в обмотках соленоидов.

Кроме соленоидов раскрутки ротора, на корпусе ракеты устанавливается соленоид *13* (см. рис. 5.8), позволяющий обеспечивать слежение оптической оси за перемещающейся целью. Эта задача реализуется путем целенаправленного взаимодействия постоянных магнитов ротора *11* с управляемым от бортового вычислительного устройства магнитным полем, создаваемым соленоидом *13*. В результате взаимодействия этих магнитных полей ротор прецессирует и оптическая ось стремится занять положение в направлении на цель.

Схема управления прецессией оптико-электронной системы с гиростабилизатором типа «волчок» представлена на рис. 5.10. В системе управления прецессией ОЭС используются постоянные магниты *11* и соленоид *13*, в котором имеется возможность образования магнитных полей с полюсами в двух взаимно перпендикулярных плоскостях за счет пропускания постоянного тока через его обмотки. Величина тока и его направление, определяющие прецессию корпуса *5*, формируются в зависимости от сигналов рассогласования, поступающих от головки самонаведения. В соответствии с теорией быстро вращающегося «волчка» (корпус *5*) прецессия (поворот корпуса *5*) происходит относительно оси, перпендикулярной вектору момента, приложенного к «волчку». В качестве примера на рис. 5.10 представлена схема управления прецессией как результат взаимодействия магнитных полей соленоида *13* и постоянного магнита *11*, создающих силы притяжения F_{NS} и силы отталкивания F_{SS}, образующие момент относительно оси z. Под действием этого момента будет происходить поворот корпуса *5* относительно

Рис. 5.10. Схема управления прецессией оптико-электронной системы с гиростабилизатором типа «волчок»

оси y. Меняя величину и направление тока в обмотках соленоида *13*, можно осуществлять прецессию корпуса *5* (оптической оси) в любом заданном направлении.

5.3. БОРТОВЫЕ ПРИЕМНО-ПЕРЕДАЮЩИЕ УСТРОЙСТВА

В общем случае в состав радиооборудования ЗРК может входить аппаратура командной системы управления, радиовзрыватели, радиоответчики, телеметрические системы, радиовысотомеры, устройства ликвидации ЗУР и другие радиотехнические устройства. Непременным элементом радиооборудования ЗУР, непосредственно связанным с конструкцией ракеты, являются антенны. В настоящем разделе будут рассмотрены вопросы, связанные с реализацией задачи управления ЗУР с командного пункта.

5.3.1. Бортовая радиоаппаратура наведения

Под радиооборудованием командной системы управления ЗУР в дальнейшем будем понимать комплекс аппаратуры и устройств, обеспечивающий:

– передачу на борт ракеты команд управления;

– получение пунктом управления сведений об отработке бортовой частью системы управляющих команд (обратная связь);

– передачу на борт других специальных команд, связанных, например, с изменением режима работы аппаратуры, приведением в боевую готовность устройств поражения цели, ликвидацией ракеты в случае большого промаха или отказа в работе отдельных систем ЗРК;

– получение и передачу на командный пункт телеметрической информации о работе отдельных агрегатов, блоков и систем ракеты.

Совокупность устройств, обеспечивающих передачу на борт ракеты управляющих команд, принято называть радиоканалом. В состав радиоканала входит приемно-передающая аппаратура пункта управления и бортовая радиоаппаратура. Типовая схема многоканальной командной системы управления ЗУР приведена на рис. 5.11.

Одновременная передача большого количества команд приводит к необходимости придания каждой из них признаков принадлежности определенному получателю. Кроме того, стремление передать по одной линии наибольший объем информации при минимальных массе и габаритах аппаратуры обусловливает применение методов уплотнения информации, при которых за определенный период времени может быть передано на борт максимальное количество команд. С этой целью шифратором пункта управления *2* каждая управляющая команда преобразуется в удобный для передачи по радиоканалу электрический сигнал, который содержит в себе величину, знак и признак принадлежности команды. Так, на-

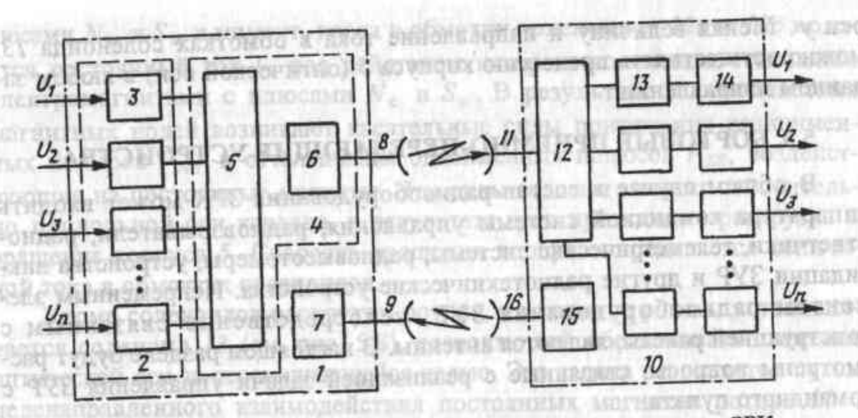


Рис. 5.11. Типовая схема приемно-передающей аппаратуры ЗРК

пример, исходная команда в виде плавно изменяющегося напряжения постоянного тока после преобразования представляется в виде гармонических колебаний или импульсных сигналов, которые затем кодируются, в результате чего каждый из них получает свой признак принадлежности. Полученные в результате кодирования сигналы всех каналов (поднесущие сигналы) поступают в суммирующее устройство *5* радиопередатчика *4* и затем используются для модуляции несущих колебаний высокочастотного генератора *6*. Наличие индивидуальных признаков принадлежности позволяет передавать команды по одной радиолинии без искажений и взаимного влияния.

Модуляция несущих высокочастотных колебаний может осуществляться по одному из их параметров: амплитуде, частоте или фазе. Если применяется амплитудная модуляция, то излучаемые радиосигналы могут иметь вид высокочастотных импульсов или непрерывных колебаний, амплитуда которых изменяется по закону изменения суммарного сигнала поднесущих частот. В случае применения частотной или фазовой модуляции несущие высокочастотные колебания имеют вид непрерывных колебаний, частота или фаза которых изменяются по закону поднесущих сигналов.

Полученные таким образом радиосигналы излучаются антенной *8* в направлении ракеты. Прием радиосигналов на борту ракеты производится антенной бортового приемного устройства *11*. На поступающие в приемник *12* сигналы, содержащие информацию о суммарных величинах управляющих команд, накладываются естественные и искусственно создаваемые противником помехи. Дальнейшая задача бортовой радиоаппаратуры состоит в возможно более полном отделении помех и разделении суммарного сигнала на управляющие команды по каждому каналу

управления. Эти задачи реализуются селекторными устройствами *13* и демодуляторами *14*, каждый из которых на основе признака принадлежности команды выделяет из суммарного сигнала составляющие, соответствующие определенному каналу управления, и затем преобразует их в напряжения, направляемые на исполнительные устройства.

Устойчивость передачи команд при нахождении ракеты в любой точке траектории зависит от мощности излучаемых передатчиком сигналов, рабочего диапазона радиоволн, формы диаграммы направленности антенны, а также от чувствительности и ширины полосы пропускания приемного устройства.

5.3.2. Антенны радиооборудования ЗУР

Состав радиооборудования ЗУР, как уже отмечалось, может быть самым разнообразным в зависимости от тактико-технических данных ракеты и принятого закона управления ею. Соответственно, могут быть разнообразными количество и конструкция антенн этого радиооборудования.

Особенности устройства бортовых антенн, с одной стороны, связаны с принципом действия обслуживаемой ими радиоаппаратуры, а с другой стороны – с условиями их работы в составе конструкции ракеты. К антеннам, устанавливаемым на ЗУР, предъявляется комплекс требований радиотехнического, механического и температурного характера. Рассмотрим основные из этих требований.

Антенны, устанавливаемые на ЗУР, должны иметь минимально возможное лобовое сопротивление, что связано с высокими скоростями полета ЗУР в плотных слоях атмосферы. Это достигается путем придания наружным (выступающим) частям антенны оптимальных аэродинамических форм, а также минимальной высотой выступания этих частей над поверхностью конструкции ЗУР. С точки зрения минимума лобового сопротивления, там, где это возможно, следует отдавать предпочтение маловыступающим или невыступающим антеннам.

Как и все оборудование, устанавливаемое на борту ЗУР, антенны должны иметь минимальные массу и габариты. При этом необходимо учитывать, что установка антенн, особенно невыступающего типа, производится обычно в вырезе обшивки ракеты, что уменьшает ее прочность и требует компенсации в виде специальных элементов конструкции, которые подкрепляют обшивку в месте выреза, но одновременно и утяжеляют ее. Уменьшение массы и габаритов антенн производится путем допустимого уменьшения их размеров, а также применением облегченных конструкций и материалов, из которых они изготавливаются.

Антенны радиооборудования ЗУР подвержены действию широкого диапазона статических и динамических нагрузок и поэтому должны обладать соответствующей механической прочностью. Механические

требования могут реализоваться применением в конструкции антенн высокопрочных материалов и диэлектриков, а также за счет придания им необходимой прочности и жесткости. Собственные частоты конструкции антенн не должны попадать в диапазон частот динамических нагрузок ракеты, чтобы не допускать резонансных явлений в элементах конструкции антенн, которые могут привести к сбою в их работе.

Антенны ЗУР работают в широком диапазоне температур. Надежность работы антенн в этих условиях обеспечивается применением жаростойких материалов или термостойких покрытий. Необходимо учитывать, что антенны ЗУР должны устойчиво работать и в условиях низких температур (по крайней мере до –50 °С), когда многие материалы становятся хрупкими или недопустимо меняют свои диэлектрические свойства. При значительном перепаде температур может произойти изменение размеров антенн и электрических характеристик элементов их настройки (конденсаторов, индуктивностей, длинных отрезков волноводов и т.п.), что в конечном счете может привести к недопустимому изменению параметров антенн. В этом случае необходимо применять в конструкции антенн материалы с малым коэффициентом линейного расширения либо применять компенсационные методы, использующие для настройки и согласования антенн элементы, имеющие температурные коэффициенты разных знаков.

Следует отметить, что, помимо кинетического нагрева, на ракете имеется еще один мощный источник помех для бортовых антенн – двигатель. Выбрасываемый из сопла ракетного двигателя факел представляет собой струю ионизированного газа, который также оказывает существенное влияние на работу антенн. Для нейтрализации этого воздействия выбор места расположения и числа антенн осуществляется таким образом, чтобы на всех участках траектории полета ЗУР обеспечивалась бесперебойная связь с командным пунктом.

Диапазон высот применения ЗУР находится в пределах от нескольких метров до 25–40 км. Связанное с этим резкое изменение плотности воздуха может привести к электрическому пробою в антеннах. Требование электрической прочности ограничивает пределы желательного уменьшения размеров антенн.

Помимо уже приведенных требований к местоположению антенн, необходимо также стремиться к тому, чтобы длина питающих фидеров и волноводов была минимальной. Для этого антенны должны располагаться по возможности ближе к соответствующим приемникам или передатчикам.

На современных ЗУР наиболее широкое применение находят антенны зеркального, вибраторного, шлейфового и щелевого типов.

Зеркальные антенны применяются преимущественно в составе координаторов цели, описанных в разделе 5.2.1. Конструктивные особенности остальных типов антенн приведены в табл. 5.2.

Таблица 5.2

ВИБРАТОРНЫЕ		Продольная одновибраторная: 1 – вибратор; 2 – диэлектрическая втулка; 3 – ВЧ-разъем; 4 – обшивка
		Петлевая: 1 – крыло; 2 – диэлектрическая вставка; 3 – петлевой вибратор
		Со спиральным вибратором: 1 – конический обтекатель из диэлектрика; 2 – спиральная антенна; 3 – ВЧ-разъем; 4 – ВЧ-кабель; 5 – крыло
ШЛЕЙФОВЫЕ		Г-образная емкостная
		П-образная индуктивная
		Невыступающая: 1 – диэлектрический короб для установки антенны; 2 –диэлектрическая крышка; 3 – ВЧ-разъем; 4 –антенна
ЩЕЛЕВЫЕ		Сантиметрового диапазона с плоским фланцем: 1 – щель; 2 – диафрагма; 3 –фланец; 4 – волновод; 5 –ВЧ-разъем
		Дециметрового диапазона с цилиндрическим фланцем: 1 – щель; 2 – резонатор; 3 –ВЧ-разъем

Антенны вибраторного типа широко применяются в диапазоне метровых, дециметровых и сантиметровых волн. Наилучшие параметры в смысле согласования с подводящими фидерами или волноводами можно получить при длине вибратора, близкой к 1/4 длины волны.

В диапазоне дециметровых и сантиметровых волн на ЗУР с успехом используются антенны шлейфового типа. По сравнению с вибраторными они могут конструктивно исполняться как маловыступающие или невыступающие антенны. Для придания шлейфовой антенне рациональной аэродинамической формы ее, как правило, располагают под обтекателем, выполненным из радиопрозрачного материала либо заглубляют заподлицо с обшивкой и также закрывают радиопрозрачной крышкой. Для создания круговой диаграммы направленности необходимо расположить симметрично несколько (2, 4, 8 и т.д.) антенн. Естественно, выбирают наименьшее число антенн, обеспечивающих необходимую диаграмму направленности.

Щелевые антенны являются одним из видов антенн, работающих в диапазоне сантиметровых и миллиметровых волн. Место установки и число антенн зависят от требуемой диаграммы направленности. Щелевые антенны устанавливают заподлицо с обшивкой, чтобы не увеличивать лобовое сопротивление. Для сохранения внешней формы щель антенны закрывается радиопрозрачной крышкой. Покрытие крышки теплостойкой обмазкой нежелательно, так как это заметно ослабляет интенсивность излучаемой волны.

В последнее время, в связи с внедрением в практику радиотехники ФАР, появилась конструктивная и технологическая возможность перейти на применение антенн этого универсального типа. Антенны с ФАР отличаются малыми габаритами, массой и, что особенно важно, – малой толщиной антенных панелей, что позволяет располагать их на любой части ракеты, как антенны невыступающего типа. Антенны, построенные по принципу ФАР, могут использоваться в качестве антенн радиооборудования практически любого назначения.

5.4. АППАРАТУРА СТАБИЛИЗАЦИИ И УПРАВЛЕНИЯ

Аппаратура стабилизации и управления обеспечивает стабилизацию углового положения и управление боковым движением ЗУР. По способу реализации и объему решаемых задач аппаратуру стабилизации и управления условно подразделяют на автопилот и инерциальную систему управления (ИСУ). В том случае, если функции аппаратуры сводятся лишь к стабилизации углового положения и воспроизведению требуемых принятым законом управления поперечных ускорений, соответствующий состав аппаратуры называют автопилотом. Если помимо вышеуказанных функций выполняются задачи вычисления местоположения ракеты и воссоздания ее угловой ориентации относительно инерциальных осей (земной системы координат), то такую аппаратуру принято называть инерциальной системой управления.

В автопилотах для определения углового положения связанных осей ЗУР относительно инерциальных используются, как правило, свободные гироскопы; для определения угловых скоростей – датчики угловых скоростей (ДУС), так называемые демпфирующие гироскопы, а для определения линейных ускорений – датчики линейных ускорений (ДЛУ), называемые также акселерометрами.

В первоначальной реализации (60–70 гг.) ИСУ содержала гиростабилизированную платформу, обеспечивающую сохранение на борту ракеты в течение требуемой длительности полета инерциальной системы координат. На гироплатформе устанавливались датчики линейных ускорений. Интегрирование сигналов датчиков линейных ускорений (акселерометров) позволяло получить координаты и проекции скорости ракеты в инерциальной системе координат. ИСУ с гироплатформой имели большие массы и габариты.

В состав современных ИСУ входит гироинерциальный блок (ГИБ) с датчиками угловых скоростей и линейных ускорений высокой точности. Углы поворота ракеты в таких системах определяются путем интегрирования показаний ДУС , неподвижно установленных относительно трех связанных осей ЗУР. Координаты ракеты в инерциальных осях также определяются путем интегрирования показаний неподвижно установленных относительно связанных осей трех ДЛУ. Для вычисления угловых положений ЗУР через показания ДУС используется метод кватернионов, позволяющий определять с помощью бортовых цифровых вычислительных машин (БЦВМ) угловые параметры по известным значениям угловых скоростей. Отсутствие гироплатформы с установленными на ней акселерометрами позволило назвать подобную систему *бескарданной* инерциальной системой управления. Масса такого блока может составлять несколько килограммов. Так, на ракете «Эринт» (США) масса блока инерциальной системы составляет 2,7 кг.

При определении места расположения датчиков необходимо учитывать, что ракета не является абсолютно жестким телом и в процессе полета подвергается деформации, которая может вносить нежелательные искажения в показания датчиков.

В последнее время, на базе успехов в развитии вычислительной техники и существенного увеличения чувствительности акселерометров, появилась возможность создания полностью безгироскопных инерциальных систем.

5.5. УПРАВЛЕНИЕ ПЕРСПЕКТИВНЫМИ ЗРК И ЗУР

Облик перспективных ЗРК и ЗУР, как уже отмечалось выше, определяется прогнозом дальнейшего развития средств воздушного нападения, к которым необходимо отнести все виды высокоточного оружия и их возможные носители: тактические баллистические ракеты, стратегические крылатые ракеты, противокорабельные ракеты, ракеты для поражения наземных точечных объектов, а также самолеты и вертолеты всех типов. Наиболее характерными особенностями этих целей являются: высокие скоростные и маневренные свойства, постоянно снижающаяся радиолокационная заметность, способность создавать различного рода помехи, увеличение дальности отделения от носителя (без захода носителей в зону ПВО), высокая прочность и стойкость к инициированию подрыва боевых зарядов.

Исходя из этих прогнозов возможного совершенствования средств воздушного нападения, можно предположить следующие пути развития систем управления перспективными ЗРК и ЗУР.

Прежде всего, одним из главных требований к перспективным системам управления ЗУР и ЗРК становится увеличение их канальности, т.е. способности обеспечивать отражение массового налета разнотипных целей с разных направлений. Решение этой задачи стало возможным в связи с созданием и внедрением в практику боевого применения многофункциональных радиолокационных станций с фазированной антенной решеткой и электронным сканированием луча (МФ РЛС), позволяющим реализовать ряд функций, которые ранее выполнялись, но далеко не в таком объеме многими блоками аппаратуры системы управления. В числе функций МФ РЛС: обнаружение и автоматическое сопровождение большого числа разнотипных целей, определение их координат и параметров движения, подготовка исходных данных для стрельбы (целеуказания), управление стартом и полетом нескольких ракет одновременно, формирование и передача на борт управляющих команд, эффективное противодействие помехам со стороны противника, распознавание объектов по принципу «свой-чужой» и т.п. Кроме того, МФ РЛС может осуществлять автоматизированный контроль технического состояния элементов ЗРК, выдачу команд на включение резервных устройств при неисправности основных блоков, а также может иметь в своем составе имитатор воздушной обстановки, необходимый для тренировки боевых расчетов.

Можно считать общепризнанным мнение о том, что применение в перспективных ЗРК вертикального старта с последующим интенсивным склонением в направлении на цель, приближающуюся с любого направления, обеспечивает отражение кругового налета. Вертикальный старт позволяет существенно упростить конструкцию пускового устройства, исключить обладающие большой инерционностью механические поворотные части и, как следствие, значительно сократить время на подготовку ЗРК к пуску.

Также устоявшейся можно признать точку зрения о целесообразности применения на перспективных ЗРК и ЗУР комбинированных систем управления, состоящих из инерциальной системы управления на большей части траектории и активного радиолокационного самонаведения (с возможным дублированием инфракрасной ГСН) на участке сближения с целью. Это позволяет на этапе инерциального управления освободить каналы радиолокатора от функции сопровождения ЗУР и увеличить число одновременно сопровождаемых и обстреливаемых целей. Применение активного самонаведения освобождает радиолокатор от функции сопровождения и подсветки цели на участке самонаведения, что также расширяет возможности радиолокатора по числу сопровождаемых целей.

Кроме того, переход на активное радиолокационное самонаведение позволяет перейти на длины волн порядка 1–2 см вместо 3–5 см, используемых при полуактивном самонаведении. Переход на меньшую длину волны увеличивает точность измерения угловых координат цели, а также уменьшает габариты антенны и, следовательно, габариты и массу ГСН и ракеты в целом. Это, в свою очередь, позволяет в пределах заданных в ТТЗ ограничений увеличить число ЗУР в боекомплекте.

Для перспективных ЗУР можно считать общепринятым применение на конечном этапе самонаведения газодинамических способов создания управляющих сил и моментов, позволяющих придать ракете сверхманевренные свойства, обеспечить сверхточное (вплоть до прямого попадания) наведение на цель и высокоэффективное поражение ее боевого снаряжения.

Непременным условием для перспективных ЗРК и ЗУР является их высокая мобильность, способность перемещаться практически по любой местности при времени развертывания с марша в пределах нескольких минут.

Еще одним важным требованием к современным и перспективным ЗУР следует считать возможность их длительного (до десяти лет и более) беспроверочного хранения и постоянной боеготовности в любых климатических и других эксплуатационных условиях.

Предполагается, что реализация этих идей позволит уменьшить стартовую массу ЗУР средней дальности до 300–400 кг при максимальной дальности полета до 100 км и более, высотах поражения целей от нескольких метров до 25–30 км.

Рассмотрим последовательность боевой работы перспективного гипотетического ЗРК средней дальности сухопутного базирования, основанного на перечисленных выше принципах (рис. 5.12). Все составляющие элементы комплекса смонтированы на самоходных шасси, что придает ЗРК

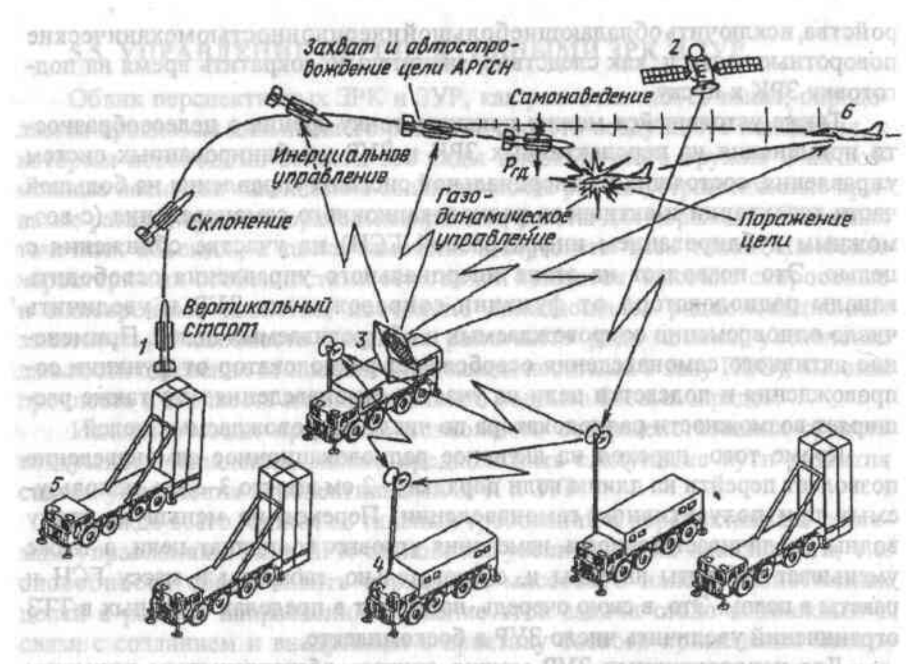


Рис. 5.12. Схема системы управления перспективными ЗУР

высокую мобильность и боеготовность. Ракеты *1* комплекса установлены в герметичных транспортно-пусковых контейнерах (ТПК), обеспечивающих длительное беспроверочное хранение ракет и их постоянную готовность к запуску.

Первичная информация о появлении средств воздушного нападения получается от других средств ПВО, например от космической системы предупреждения и целеуказания *2*. Эта информация передается в многофункциональную радиолокационную станцию *3* и пункт (кабину) управления ЗРК *4*. По данным внешнего целеуказания МФ РЛС обнаруживает, захватывает и сопровождает цели, определяя их координаты и скорости. Информация сосредоточивается в пункте управления ЗРК, где расположен цифровой вычислительный комплекс (ЦВК), обеспечивающий введение в подсистемы ЗРК единых пространственных и временных координат, обработку поступающих с МФ РЛС данных о положении целей и ракет, формирование начальных данных для ориентации (целеуказания) ракет комплекса на конкретные цели, определение времени и места пуска, а также формирование необходимых управляющих команд.

Пуск ЗУР производится по команде пункта управления с одной из мобильных пусковых установок комплекса *5*. Старт ракеты чаще всего

осуществляется путем выброса из ТПК с помощью катапультного устройства с последующим запуском двигателя ракеты. Полет ЗУР разделяется на несколько этапов. Первый этап – вертикальный старт и склонение ЗУР в упрежденную точку встречи, вычисленную до пуска в пункте управления. Информация об упрежденной точке встречи уточняется как в предпусковой период, так и в течение всего полета ЗУР в зависимости от параметров движения сопровождаемой цели. Уточняющаяся информация о точке встречи, координатах и скорости цели передается на борт ЗУР по линии радиокоррекции с МФ РЛС в течение второй фазы полета – участка инерциального управления. На этом участке команда управления формируется в бортовой цифровой вычислительной машине ЗУР. Для этого используются полученные по радиолинии данные о координатах и скорости полета цели, а также определенные в бортовой инерциальной системе управления координаты и скорость ЗУР.

После сближения с целью до относительной дальности, на которой активная радиолокационная головка самонаведения (АРГСН) способна обнаружить и захватить цель, ей от МФ РЛС выдается целеуказание по углам и скорости сближения. АРГСН производит поиск цели *6* и захват ее на автосопровождение. С этого момента начинается третья фаза полета ЗУР – участок самонаведения. На конечной фазе самонаведения, при непосредственном сближении ракеты с целью, приводится в действие газодинамическая система управления ЗУР и осуществляется энергичное маневрирование для выбора (устранения) промаха. Поражение цели происходит методом прямого соударения (кинетическим поражением) или путем подрыва боевого снаряжения по команде от неконтактного взрывателя с воздействием на цель поражающими элементами боевой части ЗУР.

После запуска и срабатывания первой ЗУР производится анализ результатов стрельбы. Если цель не поражена первой ракетой и имеется необходимый запас времени, то принимается решение о пуске второй ЗУР. В случае, если баланс времени не позволяет вести пуски в режиме «выстрел-анализ-выстрел», стрельба может осуществляться залпом из двух или нескольких ракет. После поражения цели или ее ухода из зоны возможных пусков боевая работа ЗРК заканчивается.

5.6. БОЕВОЕ ОСНАЩЕНИЕ ЗУР

5.6.1. Поражение воздушных целей зенитными ракетами

Боевое оснащение ЗУР, включающее в себя боевую часть, взрыватели и предохранительно-исполнительный механизм, служит для поражения воздушных целей. Под поражением цели понимается ее уничтожение или такое повреждение, которое не позволяет цели выполнить поставленную перед ней задачу.

Поражение цели может быть достигнуто за счет прямого попадания ракеты в цель или, при наличии промаха, в результате разрушения цели от воздействия боевой части. При прямом попадании боевая часть практически не требуется. В результате столкновения ракеты с целью, как правило, происходит сильное разрушение цели вплоть до взрыва. При наличии промаха для поражения цели часто оказывается недостаточным нарушение ее функциональных свойств, необходимо обеспечить детонацию или разрушение боевой части, бомб или других боеприпасов, размещаемых на борту цели. Для сильно защищенных целей типа головных частей БР такое поражение возможно лишь при очень малом промахе. Поэтому для современных зенитных ракет характерно повышение точности наведения, минемизация промаха и, как следствие, уменьшение массы боевой части.

Основными поражающими факторами (воздействиями), используемыми в боевых частях ЗУР для уничтожения воздушных целей, являются: фугасный, ударно-кинетический, химический, тепловой и лучевой. Первые два создаются боевыми частями с использованием бризантных взрывчатых веществ. Последние три характерны для специальных боевых частей и в настоящей книге не рассматриваются.

Фугасное воздействие связано с образованием при взрыве БЧ воздушной ударной волны, распространяющейся во все стороны в виде фронта высокого давления. Встречая на своем пути преграды или какие-либо объекты, ударная волна может вызвать большие их разрушения. Однако радиус разрушающего действия зависит от плотности воздуха. С увеличением высоты полета эффект фугасных боевых частей существенно падает. Поэтому фугасное воздействие вызывает поражение воздушных целей либо на малых высотах, либо при малой величине промаха.

Ударно-кинетическое воздействие по цели заключается в механическом разрушении конструкции агрегатов и систем воздушной цели поражающими элементами боевой части – осколками или стержнями. Эффект зависит от пробивной способности (кинетической энергии) поражающих элементов – их массы и скорости в момент соударения с преградой. Поражающий элемент при скорости 2000–3000 м/с и массе 10–2 г способен пробить силовую конструкцию современных воздушных целей и вызвать детонацию боевых зарядов цели при попадании в них одного или нескольких осколков. Попадание поражающих элементов в топливную часть цели может вызвать возгорание топлива и пожар. Однако при больших высотах полета цели (выше 18 км) содержание атмосферного кислорода оказывается недостаточным для горения углеводородных топлив, что практически исключает возникновение пожара цели в результате попадания в нее осколков.

Сильное разрушающее воздействие по цели может быть создано *кумулятивной струей* при направленном взрыве боевой части. Такие БЧ спо-

собны обеспечить при попадании в цель ее полное разрушение или воспламенение. Однако для этого требуется точное попадание кумулятивной струи в цель, чего добиться крайне сложно. По этой причине на современных ЗУР кумулятивные БЧ не находят применения.

5.6.2. Боевые части ЗУР

Осколочные боевые части (ОБЧ). В зенитных ракетах ОБЧ находят наибольшее применение. Это определяется тем, что их воздействие мало зависит от высоты поражения цели; при необходимости возможно создание плотного поля осколков (поражающих элементов), обладающих значительной кинетической энергией. Направленность поля осколков формируется выбором проектных параметров ОБЧ, что позволяет с помощью неконтактного взрывателя определять наиболее благоприятный момент для подрыва ОБЧ, при котором воздушная цель оказывается в зоне разлета осколков.

Конструкция осколочных боевых частей (рис. 5.13) состоит из следующих элементов:

– корпуса, заполненного готовыми осколками или образующимися при дроблении его внешней оболочки;

– взрывчатого вещества (ВВ) взрывного заряда, при детонации которого возникает ударная волна и осколки разлетаются с высокой скоростью, создавая потребную для поражения цели фугасную и ударно-кинетическую энергию;

– детонатора, инициирующего взрыв основного заряда ВВ;

– предохранительно-исполнительного механизма (ПИМ), выдающего команды на детонатор.

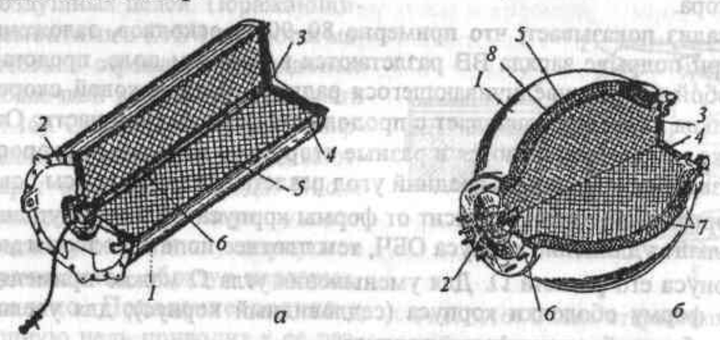


Рис. 5.13. Конструкции осколочных боевых частей:

а – цилиндрическая ОБЧ с осколками, образующимися при дроблении оболочки корпуса; *б* – сферическая ОБЧ с готовыми осколками:

1 – корпус ОБЧ; *2* – крышка; *3* – заднее днище; *4* –тротил; *5* – разрывной заряд; *6* – детонирующий узел: *7* – поражающие элементы; *8* – внутренняя оболочка корпуса

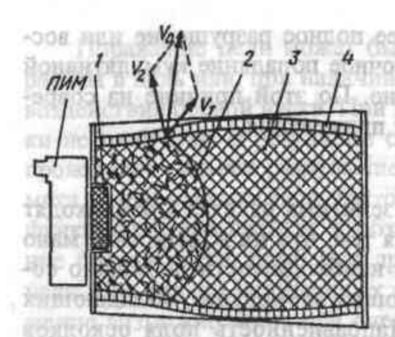


Рис. 5.14. Схема действия разрывного заряда ОБЧ:

1 – промежуточный детонатор; *2* – фронт детонации; *3* – разрывной заряд; *4* – осколки

Формы корпусов ОБЧ разнообразны: цилиндрические, сферические, эллипсовидные (бочкообразные), седловидные и т.п. Выбор формы корпуса определяется требованиями по формированию заданного поля разлета осколков и его направленности, а также особенностями конструкции ракеты, возможностями по размещению ОБЧ, требованиями по эксплуатации ЗУР.

Механизм действия ОБЧ (рис. 5.14). Подрыв ОБЧ осуществляется предохранительно-исполнительным механизмом от команды неконтактного взрывателя. В результате поступления электрической команды на взрыватель (детонатор) возникает детонационный импульс, передающийся на взрывной заряд. Фронт детонационной волны, распространяющийся по заряду, разрывает корпус ОБЧ, вызывает ударную волну и выбрасывает осколки со скоростью V_0, которая зависит от скорости фронта детонационной волны V_1 и скорости выброса волной осколков V_2. Поэтому направление разлета осколков зависит от соотношения векторов V_1 и V_2, на которые влияют начальная форма поверхности корпуса ОБЧ, а также характер подрыва ВВ с помощью взрывателя детонатора. Таким образом, на формирование поля разлета осколков решающее влияние оказывают форма корпуса ОБЧ и место размещения детонатора.

Анализ показывает, что примерно 80–90 % осколков, заложенных в ОБЧ, при подрыве заряда ВВ разлетаются в плотном поле, представляющем собой кольцо увеличивающегося радиуса, с одинаковой скоростью. Ось кольца в статике совпадает с продольной осью боевой части. Остальные осколки разбрасываются в разные стороны с меньшими скоростями. Это позволяет определить средний угол разлета основной массы осколков Ω, который существенно зависит от формы корпуса ОБЧ и его удлинения. Чем больше удлинение корпуса ОБЧ, тем плотнее поле осколков и меньше угол конуса его разлета Ω. Для уменьшения угла Ω можно применять вогнутую форму оболочки корпуса (седловидный корпус); для увеличения угла Ω – бочкообразную форму корпуса.

ОБЧ ЗУР бывают ненаправленного и направленного действия.

В первом случае ОБЧ создает широкое равномерное поле осколков с углами конуса разлета осколков $\Omega > 120°$. Во втором случае ОБЧ направленного поражающего действия по цели имеют значительно меньшие углы разлета осколков $\Omega = 20 \div 60°$ и точную ориентацию поля в пространстве.

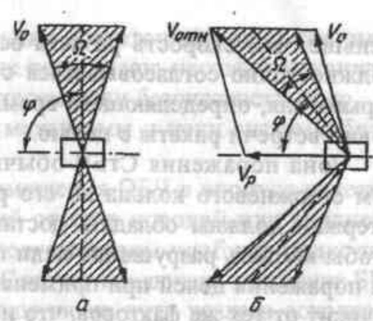


Рис. 5.15. Схема разлета осколков:

а – для неподвижной ОБЧ; *б* – в полете ракеты

При проектировании ОБЧ и согласовании диаграммы направленности разлета осколков с работой неконтактного взрывателя необходимо учитывать, что на векторы скоростей разлета осколков V_0 влияет вектор скорости полета ракеты $V_р$ в момент подрыва ОБЧ. На рис. 5.15 показана схема разлета осколков при неподвижной боевой части (в статике) *а* и в полете ракеты *б*. Из схемы следует, что от сложения векторов V_0 и $V_р$ изменяются углы разлета осколков и угол конуса разлета Ω.

Скорость разлета осколков зависит от эффективности взрывчатого вещества, используемого в ОБЧ для взрывного заряда (прежде всего, от скорости его детонации), а также от соотношения масс взрывчатого вещества и осколков с корпусом. Такое отношение $\alpha_{ОБЧ} = m_{вв}/(m_{оск} + m_{корп})$ называется коэффициентом наполнения ОБЧ. Увеличение $\alpha_{ОБЧ}$ позволяет увеличить скорость разлета осколков. Обычно при $\alpha_{ОБЧ} = 0{,}6 \div 0{,}7$ скорость разлета осколков составляет $V_0 = 2200 \div 2700$ м/с.

Стержневые боевые части (СтБЧ) представляют собой разновидность ударно-кинетических боевых частей, используемых для поражения воздушных целей. Поражающими элементами в СтБЧ являются металлические стержни, размещаемые под оболочкой корпуса боевой части (рис. 5.16). Стержни по концам попарно соединены сваркой и укладываются вокруг взрывного заряда. После подрыва заряда стержни разрушают тонкостенную оболочку корпуса и разворачиваются, образуя неразрывное кольцо. Попадание кольца в воздушную цель приводит к ее разрушению. Для стержневых БЧ, в отличие от осколочных, практически вся цель является уязвимой.

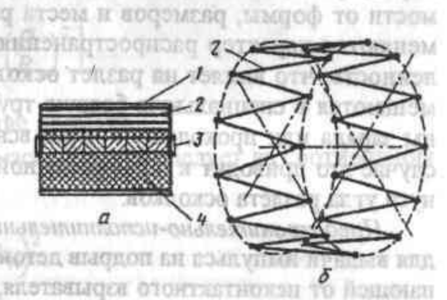


Рис. 5.16. Схема стержневой боевой части:

а – исходное состояние; *б* – в момент раскрытия стержней:

1 – корпус; *2* – стержни; *3* – детонатор; *4* – разрывной заряд

Для стержневых БЧ угол разлета стержней $\Omega \approx 0$, а скорость расширения кольца СтБЧ существенно

меньше, чем скорость разлета осколков (около 1200–1400 м/с). Все это должно точно согласовываться с областью срабатывания неконтактного взрывателя, определяющего время задержки взрыва в зависимости от условий встречи ракеты с целью.

Зона поражения СтБЧ обычно определяется максимальным радиусом стержневого кольца до его разрыва (радиусом сплошности кольца). Стержни должны обладать достаточным поперечным сечением (массой), чтобы вызвать разрушение цели при их столкновении. Анализ вероятности поражения целей при применении стержневых БЧ показывает, что она зависит от тех же факторов, что и для осколочных БЧ, причем ударно-кинетическое воздействие на воздушные цели получается более сильным.

В боевых частях, в том числе и в ОБЧ, для взрывных зарядов используются бризантные взрывчатые вещества, к которым относятся *тротил, тетрил, гексоген* и их смеси. Наиболее распространенное взрывчатое вещество – тротил (тринитротолуол или ТНТ). Его характеристики: плотность – 1660 кг/м^3; температура плавления – 81 °С; температура воспламенения – 290 °С. На воздухе тротил горит спокойно, в замкнутом объеме горение может перейти во взрыв. Скорость детонации тротила 6990 м/с.

Для детонации бризантных ВВ в боевых частях используются инициирующие взрывчатые вещества (гремучая ртуть, азид свинца и др.), обладающие высокой чувствительностью к механическим или тепловым воздействиям. Ими снаряжаются специальные капсюли, устанавливаемые в детонаторах, которые служат для подрыва основного боевого заряда ОБЧ. Детонатор получает электрические сигналы от ПИМ и вызывает детонацию пиропатрона, от которого детонирует основной заряд ВВ ОБЧ. В зависимости от формы, размеров и места размещения детонатора в заряде ОБЧ меняются характер распространения детонационной волны и ее направленность, что влияет на разлет осколков. Шашки детонатора обычно помещаются в специальную боевую трубку, устанавливаемую с одной стороны заряда или проходящую через всю длину боевого заряда. В последнем случае это приводит к одновременной детонации заряда и уменьшению конуса угла разлета осколков.

Предохранительно-исполнительные механизмы (ПИМ) предназначены для выдачи импульса на подрыв детонатора боевой части по команде, поступающей от неконтактного взрывателя, либо по команде с земли или от бортового ликвидатора ракеты, если она пролетела мимо цели на расстоянии большем, чем требуется для срабатывания радиовзрывателя.

Безопасность эксплуатации снаряженной боевой частью ракеты от несанкционированного взрыва обеспечивается несколькими ступенями предохранения, которые разблокируются под действием определенных факторов, характеризующих нормальный старт и полет ракеты, а именно: при запуске стартового двигателя – по уровню давления газов в двигателе; при

наличии в бортовой системе электропитания достаточного напряжения; под действием сил инерции от продольных перегрузок; часовым механизмом, запускаемым инерционным замыкателем цепи безопасности, и др.

В целях повышения надежности все механизмы и цепи системы безопасности обычно дублируются.

Размещение ОБЧ на ракете. Для размещения ОБЧ в корпусе ракеты обычно предназначается самостоятельный отсек в носовой или средней части ракеты. При этом должны быть предусмотрены удобные подходы для монтажа ПИМа и электроснабжения. Следует исключать затенение БЧ элементами конструкции планера. При наличии на пути разлета осколков мощных силовых элементов (лонжеронов, плоскостей крыльев или рулей и т.п.) кинетическая энергия осколков резко падает, и ее значение оказывается недостаточным для поражения цели.

Конструкции ОБЧ могут устанавливаться внутри корпуса ракеты (ненесущие конструкции) либо являться отсеком корпуса ракеты (несущие конструкции). В последнем случае оболочка корпуса ОБЧ должна выдерживать все нагрузки, приходящиеся на корпус ракеты в той части, в которой размещается ОБЧ. Выбор конструктивного решения во многом зависит от соответствия диаметра и формы ОБЧ геометрическим характеристикам ракеты.

Ориентировочные параметры ОБЧ. При формировании опорного варианта ЗУР параметры ОБЧ определяют приближенно, например в соответствии с рекомендациями, изложенными в гл. 1 (см. п. 1.3.4). В этом случае массу БЧ рассчитывают по значению параметра R_0 условного закона поражения, численно равного величине промаха, при которой условная величина поражения цели составляет 0,606, а общая вероятность поражения цели

$$W_1 = 1/\left[1+\left(\frac{\sigma}{R_0}\right)^2\right],$$

где σ – среднее квадратическое значение промаха.

При заданных значениях W_1 и σ масса БЧ, как следует из соотношения (1.27), определяется по формуле

$$m_{БЧ} = \left(R_0/k_R\right)^2,$$

где k_R – коэффициент, учитывающий условия встречи с целью и уязвимость цели. Осредненные значения коэффициента k_R приводятся в п. 1.3.4.

Для ориентировочной оценки БЧ, предназначенных для поражения бомбардировщиков, можно принимать: $k_R = 2{,}0 \div 2{,}5$; $\alpha_{ОБЧ} = 0{,}5 \div 0{,}7$; $\lambda_{ОБЧ} = 1 \div 6$; $\Omega° = 7 + 22/\lambda_{ОБЧ}$.

Управление направленностью действия ОБЧ. Управление направленностью действия ОБЧ может быть реализовано различными способами. Эти способы обусловлены параметрами разлета осколочного поля и установкой боевой части в корпусе ракеты. В общем случае различают поворотные относительно корпуса ракеты боевые части с направленным разлетом осколочного поля. Поворот боевых частей осуществляется либо относительно продольной оси ракеты (см. рис. 5.17, а), либо относительно двух поперечных осей (см. рис. 5.17, б) и предназначен для выброса основной массы осколочного поля в направлении на цель. Неповоротные боевые части направленного действия изготавливают либо с асимметричным разлетом осколочного поля, направленность выброса которого осуществляется поворотом корпуса ракеты относительно продольной оси, либо с возможностью формирования разлета осколочного поля в нужном направлении путем многоточечного инициирования заряда взрывчатого вещества боевой части. В последнем случае боевую часть называют *адаптивной боевой частью.* Адаптивная БЧ является весьма перспективной.

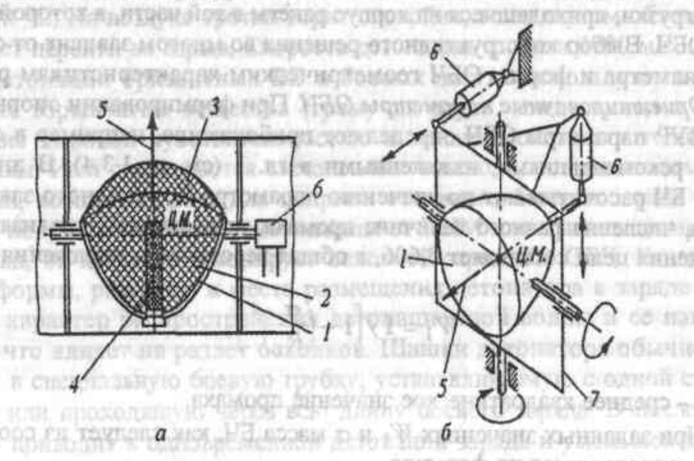


Рис. 5.17. Схемы ОБЧ направленного действия:

а –поворотная ОБЧ; *б* – ОБЧ в кардановом подвесе:

1 – корпус ОБЧ; *2* – разрывной заряд; *3* – поражающие элементы; *4* – детонатор; *5* – направление разлета осколков; *6* – привод; *7* – рамка подвеса ОБЧ

Изложим принцип действия такой боевой части подробнее. Управление направленностью действия ОБЧ в этом случае осуществляется во взаимосвязи с бортовой аппаратурой ракеты, включающей головку самонаведения, инерциальную систему управления, неконтактный взрыватель и приемо-ответчик, объединенные с управляющей БЦВМ или с собственным спецвычислителем. Сама осколочно-фугасная боевая часть выполняется с многоточечной системой инициирования заряда взрывчатого вещества. В боевой части предусмотрена установка по продольной оси БЧ двух центральных и ряда периферийных детонаторов, (симметрично в экваториальной плоскости БЧ) (рис. 5.18). В процессе функционирования бортовой аппаратуры на завершающем этапе полета определяются сторона возможного пролета цели по данным ГСН, величина пролета (промаха) по результатам фиксации времени достижения заданных углов пеленга цели неконтактным взрывателем (см. разд. 5.6.3.), скорость и тип цели (самолет, ракета, вертолет и др.) по данным, переданным с наземной радиолокационной станции в приемопередающее устройство ракеты. На основе этой информации в вычислительных устройствах неконтактного взрывателя формируются сигналы на срабатывание необходимых детонаторов боевой части. Отметим, что по данным экспериментов при периферийном подрыве заряда ВВ можно увеличить скорость разлета осколков в заданном направлении на 20–30 %.

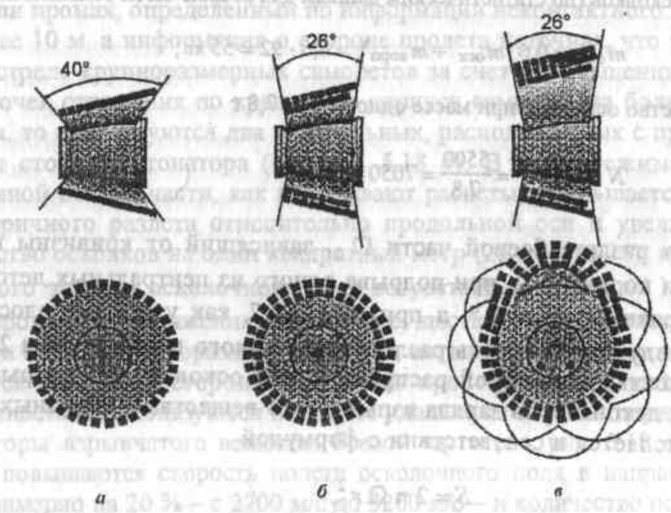


Рис. 5.18. Схема работы адаптивной боевой части:

а – подрыв адаптивной боевой части с передней центральной точки: V_0 =2700 м/с, ρ = 16 оск./м^2, E_0 = 0,46 МДж;

б – подрыв адаптивной боевой части с двух центральных точек: V_0 =2700 м/с, ρ = 25 оск./м^2, E_0 = 0,69 МДж;

в – подрыв адаптивной боевой части с двух периферийных точек: V_0 =3200 м/с, ρ = 27 оск./м^2, E_0 = 1,08 МДж

В качестве примера рассмотрим боевую часть с многоточечным инициированием с параметрами (по воздействию на самолет) $R_0 = 25$ м, $к_R = 2$,

$\alpha_{ОБЧ} = 0,7$. Тогда с точностью до десятых долей определяются следующие характеристики:

масса боевой части

$$m_{БЧ} = \left(\frac{R_0}{\kappa_R}\right)^2 = \left(\frac{25}{2}\right)^2 = 156 \text{ кг};\tag{5.14}$$

суммарная масса осколков и корпуса

$$m_{оск} + m_{корп} = \frac{m_{БЧ}}{1+\alpha_{ОБЧ}} = \frac{156}{1,7} = 92 \text{ кг};\tag{5.15}$$

масса заряда взрывчатого вещества

$$m_{в.в} = \alpha_{ОБЧ} \cdot \left(m_{оск} + m_{корп}\right) = 0,7 \cdot 92 = 64 \text{ кг};\tag{5.16}$$

масса осколков (по статистическим данным для боевой части большой массы)

$$m_{оск} = 0,6\left(m_{оск} + m_{корп}\right) = 0,6 \cdot 92 = 55 \text{ кг};\tag{5.17}$$

количество осколков при массе одного $m_1 = 7,8$ г

$$N = \frac{m_{оск}}{m_1} = \frac{5500}{7,8} = 7050 \text{ штук}.\tag{5.18}$$

Угол разлета боевой части Ω_0, зависящий от кривизны внешней оболочки корпуса БЧ, при подрыве одного из центральных детонаторов принят равным $\Omega_0 = 40°$, а при $\alpha_{ОБЧ} = 0,7$, как уже отмечалось ранее, можно получить скорость разлета осколочного поля порядка 2700 м/с. Поверхность, на которой распределяются осколки при подрыве центральных детонаторов заряда взрывчатого вещества в наземных условиях, вычисляется в соответствии с формулой

$$S = 2\pi\Omega r^2,$$

где r – радиус осколочного поля в данный момент времени.

На рис. 5.18 представлена схема работы адаптивной боевой части. Параметры осколочного поля соответствуют расстоянию 10 м между боевой частью и объектом поражения (при подрыве в наземных условиях). В целях наглядности повышение плотности осколков в зависимости от точки подрыва показано схематично увеличением рядов единичных осколков. Работа боевой части в полете осуществляется следующим образом.

Если промах, вычисленный по информации бортовой аппаратуры ракеты, менее 10 м, то подрыв заряда взрывчатого вещества осуществляется с переднего центрального детонатора (передней точки) боевой части (см. рис. 5.18 *а*). В этом случае разлет осколков происходит симметрично относительно продольной оси, а их количество на расстоянии $r = 10$ м составляет 16 шт. на один квадратный метр при скорости 2700 м/с и энергии (в статике) на один квадратный метр $E_0 = 0,46$ МДж.

В полете на встречных курсах эта энергия возрастает согласно выражению

$$E = E_0\left[1 + \left(\frac{V_{отн}}{V_0}\right)^2\right].$$

Например, при $V_{отн} = 5400$ м/с $E = 5 \cdot E_0 = 2,3$ МДж, что вполне достаточно для поражения целей и, кроме того, для обеспечения детонации боевых частей, которыми оснащается высокоточное оружие.

Если промах, определенный по информации неконтактного взрывателя, более 10 м, а информация о стороне пролета неточная, что возможно при обстреле крупноразмерных самолетов за счет перемещения «блестящих» точек отражения по крыльям и корпусу самолета на большие расстояния, то используются два центральных, расположенных с противоположных сторон, детонатора (см. рис. 5.18 *б*). В этом режиме работы адаптивной боевой части, как показывают расчеты, уменьшается угол их симметричного разлета относительно продольной оси и увеличивается количество осколков на один квадратный метр (25 вместо 16), и в результате этого энергия осколочного поля возрастает до $E_0 = 0,69$ МДж. При этом вероятность поражения самолетов существенно возрастает.

При обстреле малоразмерных целей, когда точка отражения не перемещается по цели, а сторона и величина пролета определяются с высокой точностью, используются наиболее удаленные от цели периферийные детонаторы взрывчатого вещества боевой части (см. рис. 5.18 *в*). В этом случае повышаются скорость полета осколочного поля в направлении на цель примерно на 20 % – с 2700 м/с до 3200 м/с – и количество осколков на один квадратный метр с 16 до 27 шт. Энергия осколочного поля на один квадратный метр воздействия на цель становится равной $E_0 = 1,08$ МДж, что в два раза больше энергии боевой части при подрыве одного центрального детонатора взрывчатого вещества.

В рассмотренном способе управление направленностью действия ОБЧ осуществляется безынерционно. В остальных способах явно присутствует инерционность, связанная с необходимостью поворачивать приводами или другими способами боевую часть в нужном направлении. Это усложняет конструкцию, увеличивает массу боевого снаряжения и неизбежно вызывает запаздывание в повороте боевой части в требуемом направлении. Как

следствие, эффективность боевой части снижается. Поэтому в настоящее время стараются перейти на прогрессивный способ управления боевой частью с помощью многоточечного инициирования заряда взрывчатого вещества боевой части.

5.6.3. Радиовзрыватели боевых частей

Для приведения в действие боевых частей ЗУР обычно применяют неконтактные взрыватели, обеспечивающие подрыв боевого заряда без непосредственного соприкосновения ракеты с целью. Неконтактные взрыватели подразделяются на электростатические (используют энергию электростатического поля), оптические (в световом или инфракрасном диапазоне волн), лазерные, акустические и радиовзрыватели. Наиболее широкое применение в ЗУР находят импульсные, доплеровские и частотные радиовзрыватели, которые управляют не только подрывом боевого заряда при нахождении ракеты в заданной области относительно цели, но и направлением разлета осколков боевой части.

Согласование области срабатывания неконтактного взрывателя с областью разлета осколочного поля БЧ является специфической задачей управления ЗУР, включающей в себя определение промаха ракеты, области срабатывания БЧ и области срабатывания взрывателя. Конкретные решения этих задач зависят от типа взрывателя, однако различие касается в основном способов получения информации о положении обстреливаемой цели. Принципиальные решения практически единые. В их основе предположение о том, что в области встречи с целью вектор относительной скорости $V_{отн}$ не меняет своей величины и направления. При этом *промах* (пролет цели относительно ракеты) есть перпендикуляр, опущенный из «остановленной ракеты» на вектор относительной скорости. Поскольку при данной $V_{отн}$ промах может реализоваться в любом направлении относительно ракеты, то вся совокупность возможных траекторий относительного движения цели вблизи точки встречи образует *трубку промахов*, представляющую собой фигуру полого цилиндра, ось которого параллельна вектору относительной скорости, а на поверхности вдоль полой части цилиндра в зависимости от фазы и величины промаха расположен вектор относительной скорости (рис. 5.19).



Рис. 5.19. Трубка промахов

Если известны углы θ_1 и θ_2 в моменты времени τ_1 и τ_2, то промах h можно определить из следующего соотношения:

$$h = \frac{V_{отн}(\tau_1 - \tau_2)\sin\theta_1 \sin\theta_2}{\sin(\theta_2 - \theta_1)}. \quad (5.19)$$

Значения углов θ_1 и θ_2 в соответствующие моменты времени могут быть зафиксированы неконтактным взрывателем доплеровского типа, либо, что принципиально возможно, импульсного типа, имеющего несколько приемных антенн в экваториальной плоскости ракеты с двумя фиксированными диаграммами направленности, либо лазерного типа с несколькими приемными блоками. Если в информационном потоке данных о параметрах движения цели, поступающих от наземной станции наведения, головки самонаведения, неконтактного взрывателя, содержится информация о величине и фазе промаха, то это дает возможность формировать выброс осколочного поля БЧ с многоточечными детонаторами в направлении на цель и тем самым существенно увеличить вероятность поражения цели.

При расчетах вероятности поражения цели всегда учитывается, что плотность вероятности реализации промаха h на поверхности трубки промахов зависит от математического ожидания промаха и флюктуационных ошибок наведения (самонаведения) в плоскостях управления ракетой.

Проектирование боевого снаряжения осуществляется путем итерационного процесса выбора скорости и угла разлета осколочного поля БЧ и совмещения определенной при этом области подрыва БЧ с реальной, технически достижимой областью срабатывания неконтактного взрывателя.

Исследуем вначале *область срабатывания БЧ* при заданных значениях скорости $V_о$ и угла разлета Ω осколочного поля боевой части относительно продольной оси ракеты. Эта область представляет собой зону (в пределе – границу), при подрыве БЧ в которой поражающие элементы обязательно попадают в цель. Очевидно, что область срабатывания БЧ определяется взаимным расположением полей скоростей осколков $V_о$, ракеты $V_р$ и цели $V_ц$.

Пусть в общем случае продольная ось ракеты отклонена на угол $\varepsilon_о$ от относительной скорости сближения ракеты с целью, а передний фронт разлета осколков отклонен от продольной оси ракеты на угол $\varphi_п$, задний фронт – на угол $\varphi_з$, при этом угол разлета осколочного поля $\Omega = \varphi_з - \varphi_п$; и, наконец, пусть угол φ определяет произвольный фронт разлета осколков в области $\varphi_п < \varphi < \varphi_з$ (рис. 5.20).

Рассмотрим две системы координат. Первая система связана с трубкой промахов. Ось $Oy_т$ этой системы перпендикулярна вектору $V_{отн}$ и расположена в плоскости треугольника, образованного векторами относительной скорости $V_{отн}$, скорости ракеты $V_р$ и скорости цели $V_ц$. Положительным считается направление в сторону пересечения векторов $V_р$ и

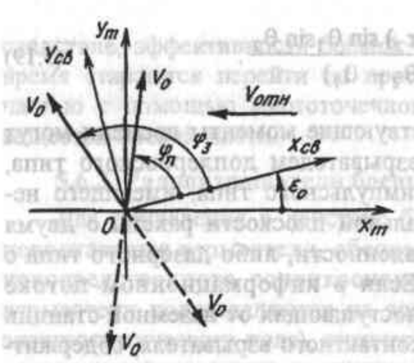


Рис. 5.20. Системы координат, используемые при описании взаимодействия БЧ и РВ

$V_ц$. Ось $Ox_т$ направлена вдоль вектора относительной скорости, а ось $Oz_т$ замыкает правую систему координат. Вторая система координат связана с ракетой. Причем ее ось $Oz_{св}$ совпадает с осью $Oz_т$, а ось $Ox_{св}$ отклонена на угол ε_o от продольной оси $Ox_т$ (см. рис. 5.20).

Общее поле скоростей ($V_о$, $V_р$, $V_ц$) целесообразно описывать двумя векторами, первый из которых моделирует движение системы «ракета – цель». Таким вектором является $V_{отн} \equiv V_{отн}^{р+ц}$. Второй вектор отражает скорость осколков $V_о$ для некоторого произвольного фронта разлета осколков φ. Для попадания осколков в цель необходимо, чтобы скорости $V_{отн}^{р+ц}$ и $V_о$ удовлетворяли требованию параллельного сближения или, что равнозначно, обеспечивали положение вектора суммарной относительной скорости $V_{отн}^{р+ц+о}$ на линии «цель – ракета» (рис. 5.21). Определим положение этого вектора.

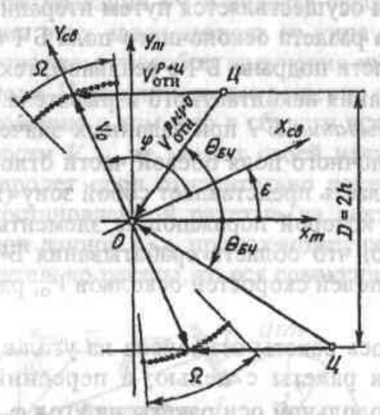


Рис. 5.21. Векторная диаграмма, отражающая взаимодействие $V_о$, $V_р$, $V_ц$

Проекции скорости разлета осколков на связанные оси координат имеют следующие значения:

$$
\begin{aligned}
V_{о\,x_{св}} &= V_о \cos\varphi\,;\\
V_{о\,y_{св}} &= V_о \sin\varphi \cos\gamma\,;\\
V_{о\,z_{св}} &= -V_о \sin\varphi \sin\gamma\,.
\end{aligned}
\tag{5.20}
$$

При этом

$$V_о = \sqrt{V_{о x_{св}}^2 + V_{о y_{св}}^2 + V_{о z_{св}}^2}\,. \tag{5.21}$$

Здесь γ – угол между осью $Oy_{св}$ и проекцией скорости полета осколка в плоскости $Oy_{св}z_{св}$.

Переход из связанной системы координат ракеты в систему координат $x_т$, $y_т$, $z_т$ определяется выражением

$$
\begin{vmatrix} V_{о x_т} \\ V_{о y_т} \\ V_{о z_т} \end{vmatrix} = \begin{vmatrix} \cos\varepsilon_о & -\sin\varepsilon_о & 0 \\ \sin\varepsilon_о & \cos\varepsilon_о & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{vmatrix} \cdot \begin{vmatrix} V_{о x_{св}} \\ V_{о y_{св}} \\ V_{о z_{св}} \end{vmatrix}
\tag{5.22}
$$

или в развернутом виде:

$$
\begin{aligned}
V_{о x_т} &= V_о\,(-\sin\varphi \sin\varepsilon_о \cos\gamma + \cos\varphi \cos\varepsilon_о)\;;\\
V_{о y_т} &= V_о\,(\sin\varphi \cos\varepsilon_о \cos\gamma + \sin\varphi \cos\varepsilon_о)\;;\\
V_{о z_т} &= -V_о \sin\varphi \sin\gamma\,.
\end{aligned}
\tag{5.23}
$$

С учетом (5.23) проекции вектора $V_{отн}^{р+ц+о}$ на оси координат трубки промахов представляются в виде

$$
\begin{aligned}
&V_{отн\,x_т}^{р+ц+о} = V_{о x_т} + V_{отн\,x_т}^{р+ц}\,;\\
&V_{отн\,y_т}^{р+ц+о} = V_{о y_т}\,;\quad V_{отн\,z_т}^{р+ц+о} = V_{о z_т}\,.
\end{aligned}
\tag{5.24}
$$

Условие параллельного сближения осколков и системы «ракета – цель» (т.е. нахождение вектора $V_{отн}^{р+ц+о}$ на линии «ракета – цель») в соответствии с (5.24) опишется следующим выражением:

$$\mathrm{tg}\,\theta_{БЧ} = \frac{\sqrt{V_{о y_т}^2 + V_{о z_т}^2}}{V_{о x_т} + V_{отн}}\,. \tag{5.25}$$

Отметим, что область срабатывания $\theta_{БЧ}$ при заданной относительной скорости $V_{отн}$ целиком определяется углом разлета Ω, скоростью разлета $V_о$ и углом $\varepsilon_о$ поворота связанной системы координат относительно системы координат трубки промахов и не связана с геометрическими размерами самой трубки промахов.

Иногда представляет интерес сечение области срабатывания боевой части при углах γ, равных 0, π/2 и π. В этих случаях формулы (5.23) упрощаются:

при γ = 0

$$V_{о x_т} = V_о \cos(\varphi + \varepsilon_о)\,;\quad V_{о y_т} = V_о \sin(\varphi + \varepsilon_о)\,;\quad V_{о z_т} = 0\,; \tag{5.26}$$

при γ = π/2

$$V_{о x_т} = V_о \cos\varphi \cos\varepsilon_о;\quad V_{о y_т} = V_о \cos\varphi \sin\varepsilon_о\,;\quad V_{о z_т} = -V_о \sin\varphi\,; \tag{5.27}$$

при γ = π

$$V_{о x_т} = V_о \cos(\varphi - \varepsilon_о)\,;\quad V_{о y_т} = -V_о \sin(\varphi - \varepsilon_о)\,;\quad V_{о z_т} = 0\,. \tag{5.28}$$

Пример. Задано: $V_о = 2500$ м/с; $V_{отн} = 2000$ м/с; $\varepsilon_о = 30°$; $\varphi_п = 70°$; $\varphi_з = 110, 120°$; $\Omega = 40, 50°$. Требуется определить области срабатывания БЧ.

Результаты расчета $\theta_{БЧ}$ в сечениях $\gamma = 0$; $\pi/2$; π сведены в табл. 5.3.

Таблица 5.3

γ	0			$\pi/2$			π		
φ °	70	110	120	70	110	120	70	110	120
$V_{о x_т}$	–434	–1915	–2165	740,5	740,5	–1082	1915	434	0
$V_{о y_т}$	2462	1607	1250	427,5	–427,5	–625	–1607	–2462	–2500
$V_{о z_т}$	0	0	0	–2349	–2349	–2165	0	0	0
$\sqrt{V^2_{о y_т} + V^2_{о z_т}}$	2462	1607	1250	2387,6	2387,6	2253	1607	2462	2500
$V_{о x_т} + V_{отн}$	1566	85	–165	2740	1260	918	3915	2434	2000
tg $\theta_{БЧ}$	1,572	18,9	–7,575	0,87	1,895	2,454	0,41	1,02	1,25
Диапазон $\theta_{БЧ}$ $\Omega = 40°$	57,5–87			41,1–62,18			23,3–45,7		
$\Omega = 50°$	57,5–97,5			41,1–67,83			23,3–51,34		

Перейдем далее к рассмотрению характеристик радиовзрывателей и определению диапазонов их срабатывания, удовлетворяющих $\theta_{БЧ}$.

Импульсные радиовзрыватели имеют определенное сходство с радиолокаторами, предназначенными для измерения расстояний до цели. В их состав входят (рис. 5.22): передатчик, состоящий из генератора импульсов высокой частоты *1*, модулятора *2* и генератора пусковых импульсов *3*; приемник *4*; генератор строб-импульсов *6* и каскад совпадений *5*. Для излучения и приема высокочастотных импульсов на корпусе ракеты устанавливаются антенны.

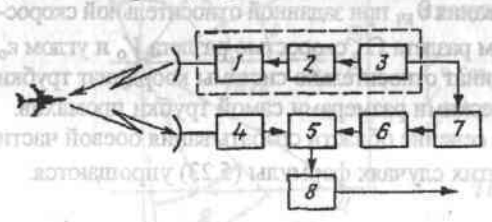


Рис. 5.22. Блок-схема импульсного РВ

Передатчик радиовзрывателя вырабатывает высокочастотные импульсы различной конфигурации, излучаемые через передающие антенны с определенным периодом T, длительностью τ. Диаграмма направленности приемных антенн конусообразной формы выбирается из условий согласования с областью разлета осколков. При попадании цели в область излучения радиоволн на вход приемника радиовзрывателя через приемные антенны поступают отраженные от нее высокочастотные импульсы.

Импульсы, отраженные от цели, приходят в приемник с некоторым запаздыванием Δt относительно излучаемых. Это запаздывание при малых промахах настолько незначительно, что его практически нельзя зафиксировать, а следовательно, невозможно определить дальность срабатывания радиовзрывателя. Указанная трудность преодолевается с помощью линии задержки *7*, которая смещает начало приема импульсов на определенную величину. Кроме того, линия задержки за счет введения строб-импульсов ограничивает запаздывание Δt некоторой величиной, которая определяет желаемый диапазон дальностей срабатывания радиовзрывателя. При совпадении принятых сигналов с заданными каскад регистрации *5* срабатывает и выдает сигналы на предохранительно-исполнительный механизм (ПИМ) *8* детонатора боевой части.

При оснащении ЗУР импульсными радиовзрывателями (а также оптико-электронными) определяющим параметром приемной антенны является центральный угол полураствора конуса $\theta_в$ относительно продольной оси ракеты. При этом ширина луча антенны обычно учитывается, т.е. предполагается, что цель фиксируется поверхностью конуса. Срабатывание радиовзрывателя в этих условиях будет иметь место при пересечении траектории цели с конусом – «зонтиком» приемной антенны. Найдем эту границу.

В связанной системе координат поверхность конуса с длиной образующей L и углом полураствора $\theta_в$ описывается уравнениями

$$\begin{aligned} x_{св} &= L\cos\theta_в\,; \\ y_{св} &= L\sin\theta_в\cos\gamma\,; \\ z_{св} &= -L\sin\theta_в\sin\gamma\,; \\ L &= \sqrt{x^2_{св} + y^2_{св} + z^2_{св}}\,. \end{aligned} \tag{5.29}$$

Для описания взаимного положения радиовзрывателя и цели удобнее пользоваться системой координат трубки промахов. В этой системе при отклонении продольной оси ракеты от вектора относительной скорости на угол $\varepsilon_о$ координаты поверхности конуса приемной антенны определяются следующими соотношениями:

$$\begin{vmatrix} x_{h\,т} \\ y_{h\,т} \\ z_{h\,т} \end{vmatrix} = \begin{vmatrix} \cos\varepsilon_о & -\sin\varepsilon_о & 0 \\ \sin\varepsilon_о & \cos\varepsilon_о & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{vmatrix} \cdot \begin{vmatrix} x_{св} \\ y_{св} \\ z_{св} \end{vmatrix} \tag{5.30}$$

или в развернутом виде:

$$x_{h\text{т}} = L\left(-\sin\theta_{\text{в}}\sin\varepsilon_{\text{о}}\cos\gamma + \cos\theta_{\text{в}}\cos\varepsilon_{\text{о}}\right);$$
$$y_{h\text{т}} = L\left(\sin\theta_{\text{в}}\cos\varepsilon_{\text{о}}\cos\gamma + \cos\theta_{\text{в}}\sin\varepsilon_{\text{о}}\right); \qquad (5.31)$$
$$z_{h\text{т}} = -L\sin\theta_{\text{в}}\sin\gamma.$$

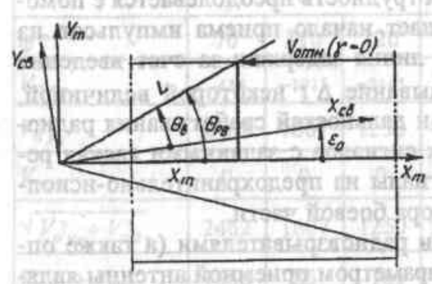


Рис. 5.23. Векторная диаграмма, определяющая угол срабатывания импульсного РВ

Пересечение целью «зонтика» приемной антенны в системе координат $x_{h\text{т}}$, $y_{h\text{т}}$, $z_{h\text{т}}$ соответствует точке пересечения вектора $V_{\text{отн}}$ (находящегося на поверхности трубки промахов) с конусом антенны (рис. 5.23). Угол срабатывания радиовзрывателя $\theta_{\text{рв}}$, соответствующий указанным условиям, с учетом (5.31) будет определяться следующим выражением:

$$\operatorname{tg}\theta_{\text{рв}} = \frac{h}{x_{h\text{т}}} = \frac{h}{L(\gamma)\left(\cos\theta_{\text{в}}\cos\varepsilon_{\text{о}} - \sin\theta_{\text{в}}\sin\varepsilon_{\text{о}}\cos\gamma\right)}. \qquad (5.32)$$

Отсюда, учитывая, что длина образующей конуса $L(\gamma)$ до точки пересечения с трубкой промахов

$$L(\gamma) = \frac{h}{\sin\theta_{\text{рв}}}, \qquad (5.33)$$

получаем

$$\cos\theta_{\text{рв}} = \cos\theta_{\text{в}}\cos\varepsilon_{\text{о}} - \sin\theta_{\text{в}}\sin\varepsilon_{\text{о}}\cos\gamma. \qquad (5.34)$$

Отметим, что область срабатывания неконтактного взрывателя с фиксированной конусообразной диаграммой направленности приемных антенн не зависит от параметров боевой части и скорости сближения, а зависит от угла полураствора $\theta_{\text{в}}$ и угла отклонения продольной оси ракеты $\varepsilon_{\text{о}}$ от вектора относительной скорости сближения ракеты с целью.

Согласование работы радиовзрывателя и боевой части состоит в согласовании углов срабатывания $\theta_{\text{рв}}$ и $\theta_{\text{БЧ}}$. Для поражения цели необходимо, чтобы угол срабатывания радиовзрывателя находился в диапазоне углов срабатывания БЧ:

$$\theta_{\text{БЧ}}^{\max}(\gamma) \geq \theta_{\text{рв}} \geq \theta_{\text{БЧ}}^{\min}(\gamma). \qquad (5.35)$$

Возможные ситуации согласования рассмотрим на примере.

Пример. Задано $\theta_{\text{в}} = 60°$, $\varepsilon_{\text{о}} = 30°$. Найти $\theta_{\text{рв}}$ в сечениях $\gamma = 0, \pi/2, \pi$ и сравнить эти углы с областью срабатывания боевой части с параметрами $V_0 = 2500$ м/с, $V_{\text{отн}} = 2000$ м/с, при $\Omega = 40°$ и $\Omega = 50°$ ($\varphi_з = 120°$).

Результаты расчетов по формулам (5.34) и (5.25) сведены в табл. 5.4.

Таблица 5.4

γ	0	$\pi/2$	π
$\theta^{\circ}_{\text{рв}}$	90	64,34	30
$\theta^{\circ}_{\text{БЧ}}(\Omega = 40°)$	57,5–87,0	41,1–62,18	23,3–45,7
$\theta^{\circ}_{\text{БЧ}}(\Omega = 50°)$	57,5–97,5	41,1–67,83	23,3–51,3

Из таблицы следует, что в сечениях $\gamma = 0$ и $\pi/2$ боевая часть с углом разлета осколков $\Omega = 40°$ не поражает цель (радиовзрыватель срабатывает слишком поздно). Если поле осколков расширить до $\Omega = 50°$, то в рассмотренных сечениях трубки промахов осколочное поле боевой части попадает в цель.

На практике подобные расчеты проводятся для многих точек зоны поражения и на их основе определяют необходимый угол диаграммы направленности радиовзрывателя и параметры боевой части ракеты $V_0(\varphi)$, Ω, $\varphi_{\text{п}}$, $\varphi_з$.

Рассмотрим далее особенности согласования работы боевой части и *доплеровского радиовзрывателя*. Такие радиовзрыватели, как известно, построены на использовании эффекта Доплера, сущность которого состоит в том, что частота электромагнитных колебаний, отраженных от цели, получает приращение относительно частоты излучаемых колебаний на величину сдвига, называемую частотой Доплера $f_{\text{д}}$.

В состав радиовзрывателя (рис. 5.24, *а*) входят передатчик *1*, приемник *2*, усилитель низкой частоты *3* и предохранительно-исполнительный механизм *4*, выдающий сигнал на подрыв детонатора.

Передатчик, вырабатывающий высокочастотные колебания $f_{\text{пер}}$, излучает их через передающие антенны в направлении цели. При облучении цели отраженные от нее сигналы поступают через приемные

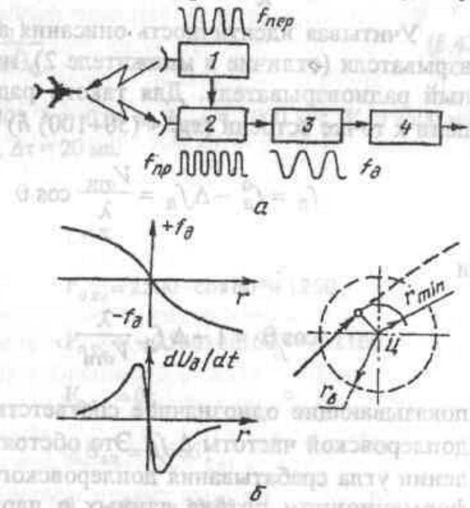


Рис. 5.24. Структурная (*а*) и функциональная (*б*) схемы доплеровского РВ

антенны в приемник, а затем на смеситель, где сравниваются с переданными сигналами с целью определения частоты Доплера. При прохождении ракеты на кратчайшем расстоянии от цели $r_{\text{вmin}}$ частота Доплера становится равной нулю, а затем меняет свой знак (рис. 5.24, *б*).

Радиовзрыватели доплеровского принципа действия могут быть активного и полуактивного типов. В системе координат трубки промахов выделяемая доплеровская частота определяется в виде

$$f_{\text{д}} = \frac{1}{\lambda}\, 2\, V_{\text{отн}} \cos\theta \tag{5.36}$$

для активного и

$$f_{\text{д}} = \frac{1}{\lambda}\, V_{\text{отн}} \cos\theta \tag{5.37}$$

для полуактивного радиовзрывателей. Здесь θ – текущее значение угла наклона линии визирования цели по отношению к вектору относительной скорости сближения $V_{\text{отн}}$; λ – длина волны.

На большом удалении вдоль трубки промахов ($x_{hт} \geq$ (50–100) *h*) угол $\theta \leq 1°$. Для этих условий можно полагать cosθ = 1. Тогда $f_{\text{д}}^{0} = \frac{1}{\lambda}\, 2\, V_{\text{отн}}$ для активного и $f_{\text{д}}^{0} = \frac{1}{\lambda}\, V_{\text{отн}}$ для полуактивного радиовзрывателя.

Учитывая идентичность описания активного и полуактивного радиовзрывателя (отличие в множителе 2), ниже рассмотрим лишь полуактивный радиовзрыватель. Для такого радиовзрывателя при приближении цели к точке встречи ($x_{hт} <$ (50÷100) *h*) справедливы соотношения

$$f_{\text{д}} = f_{\text{д}}^{0} - \Delta f_{\text{д}} = \frac{V_{\text{отн}}}{\lambda} \cos\theta \tag{5.38}$$

и

$$\cos\theta = 1 - \Delta f_{\text{д}} \frac{\lambda}{V_{\text{отн}}}\,, \tag{5.39}$$

показывающие однозначное соответствие между углом θ и смещением доплеровской частоты $\Delta f_{\text{д}}$. Это обстоятельство используется при вычислении угла срабатывания доплеровского радивзрывателя $\theta_{\text{рв}}$, когда в информационном потоке данных о параметрах движения цели имеется информация о фазе промаха γ, угле ε_o с головки самонаведения и об

относительной скорости сближения $V_{\text{отн}}$ со станции наведения или головки самонаведения ($V_{\text{отн}} = f_{\text{д}}^{0} \cdot \lambda$).

Для решения этой задачи задаются два относительно небольших смещения доплеровской частоты Δf_1, Δf_2 и фиксируется время Δτ прохождения целью двух доплеровских частот $f_{1\,\text{д}} = f_{\text{д}}^{0} - \Delta f_1$ и $f_{2\,\text{д}} = f_{\text{д}}^{0} - \Delta f_2$, а также сами углы θ_1 и θ_2:

$$\theta_1 = \arccos\left(1 - \Delta f_1 \frac{\lambda}{V_{\text{отн}}}\right); \qquad \theta_2 = \arccos\left(1 - \Delta f_2 \frac{\lambda}{V_{\text{отн}}}\right). \tag{5.40}$$

По найденным значениям углов θ_1 и θ_2 и времени Δτ в соответствии с формулой (5.19) определяется реализовавшийся промах в данной стрельбе

$$h = \frac{V_{\text{отн}}\, \Delta\tau \sin\theta_1 \sin\theta_2}{\sin(\theta_2 - \theta_1)}. \tag{5.41}$$

Далее по формулам (5.23) и (5.25) при угле $\varphi = \varphi_б$ ($\varphi_б$ – угол биссектрисы угла разлета осколочного поля) находится потребный угол срабатывания радиовзрывателя $\theta_{\text{рв}}$. И наконец, зная $\theta_{\text{рв}}$, определяют временную задержку срабатывания радиовзрывателя

$$\Delta\tau_{\text{ср}} = \frac{h \sin(\theta_{\text{рв}} - \theta_2)}{V_{\text{отн}} \sin\theta_{\text{рв}} \sin\theta_2}. \tag{5.42}$$

Пример: Пусть $\varphi_б = 90°$, $\varepsilon_o = 30°$, λ = 0,04 м, $V_{\text{отн}}$ = 2000 м/с, V_o = 2500 м/с, Δf_1 = 4000 Гц, Δf_2 = 8000 Гц, γ = 0 и π, Δτ = 20 мс.

Решение:

γ = 0	γ = π
$V_{o\,x_т} = 2500 \cdot \cos 120° = -1250$;	$V_{o\,x_т} = 2500 \cdot \cos 60° = 1250$;
$V_{o\,y_т} = 2500 \cdot \sin 120° = 2165$;	$V_{o\,y_т} = -2500 \cdot \sin 60° = -2165$;
$V_{o\,z_т} = 0$;	$V_{o\,z_т} = 0$;
$\operatorname{tg}\theta_{\text{вч}} = \frac{2165}{750} = 2{,}887$;	$\operatorname{tg}\theta_{\text{вч}} = 0{,}666$;
$\theta_{\text{рв}} = \theta_{\text{вч}} = 70{,}9°$;	$\theta_{\text{рв}} = \theta_{\text{вч}} = 33{,}7°$;

$$\theta_1 = \arccos\left(1 - \frac{4000 \cdot 4}{2000 \cdot 100}\right) = 23{,}1°;$$

$$\theta_2 = \arccos\left(1 - \frac{8000 \cdot 4}{2000 \cdot 100}\right) = 32{,}85°;$$

$$h = \frac{2000 \cdot 20}{1000} \cdot \frac{0{,}39 \cdot 0{,}542}{0{,}169} = 50{,}3\,\text{м};$$

$$\Delta\tau_{ср}(\gamma = 0) = \frac{50{,}3\sin(70{,}9 - 32{,}85)°}{2000\sin 70{,}9° \cdot \sin 32{,}85°} = 30{,}2\,\text{мс};$$

$$\Delta\tau_{ср}(\gamma = \pi) = \frac{50{,}3\sin(33{,}7 - 32{,}85)°}{2000\sin 33{,}7° \cdot \sin 32{,}85°} = 1{,}2\,\text{мс}.$$

Из примера следует, что при заданных параметрах движения ракеты и цели промах составляет h = 50,3 м. Чтобы при этом осколки попали в цель, необходимо обеспечить $\theta_{рв} = \theta_{БЧ}$, что реализуется при задержках срабатывания радиовзрывателя $\Delta\tau_{ср}$ = 30,2 мс при $\gamma = 0$ и $\Delta\tau_{ср}$ = 1,2 мс при $\gamma = \pi$.

Перспективным является применение на ракетах комбинированных двухканальных радиовзрывателей фазометрического и частотного принципа действия, обладающих наибольшей помехозащищенностью.

Принцип действия частотного канала радиовзрывателя уже рассмотрен. Рассмотрим теперь принцип действия фазометрического канала радиовзрывателя.

В радиовзрывателях фазометрического типа используется антенная система с двумя излучателями (приемными устройствами), отстоящими друг от друга на расстояние l. Рабочие параметры такого радиовзрывателя характеризуются базой D, определяемой как отношение расстояния между двумя излучателями (приемниками) l к рабочей длине волны λ, т.е. база антенной системы показывает, какое число длин волн укладывается на отрезке длиной l:

$$D = \frac{l}{\lambda},$$

где l – расстояние между излучателями (приемниками), м (см); λ – рабочая длина волны излучателя (приемника), м (см).

Антенная система радиовзрывателя с двумя излучателями (приемниками) может размещаться либо параллельно продольной оси ракеты, либо на продольной оси зеркала головки самонаведения. В каждом из этих случаев на основе фазового сдвига принимаемых сигналов $\Delta\varphi$ определяют угол между продольной осью ракеты и направлением на цель – угол визирования цели θ или угол между продольной осью ГСН (вектором относительной скорости) и направлением на цель. Иллюстрация приема отраженных от цели сигналов представлена на рис. 5.25.

Рис. 5.25. Прием отраженного от цели сигнала:

1 – первый приемник; *2* – второй приемник; l – расстояние между двумя приемниками (фазовыми центрами приемников); θ – угол визирования цели

Принимая во внимание, что на протяжении одной длины волны λ фаза сигнала φ меняется на 2π, а база антенной системы показывает количество длин волн, укладывающихся на расстоянии l, можно для угла $\theta = 0$ определить фазу сигнала на втором приемнике относительно первого:

$$\varphi_0 = 2\pi D.$$

Например, при базе $D = 2$ и длине волны $\lambda = 4$ см, $l = D \cdot \lambda = 8$ см фаза между излучателями меняется на 4π (720°).

Фаза измеренного сигнала на базе $D_1 = \dfrac{l\cos\theta}{\lambda} = D\cos\theta$ относительно первого излучателя (приемника) определяется как

$$\varphi = 2\pi D\cos\theta.$$

Если взять разность фазы φ_0 и измеренной фазы φ, то получим фазовый сдвиг, который начинается с нулевого значения при нулевом значении угла визирования:

$$\Delta\varphi = \varphi_0 - \varphi = 2\pi D - 2\pi D\cos\theta = 2\pi D(1 - \cos\theta).$$

Сдвиг фазы отраженного от цели сигнала на втором приемнике по отношению к фазе сигнала на первом приемнике позволяет определить угол визирования цели (угол пеленга) θ и использовать его значение для выработки сигнала на срабатывание радиовзрывателя.

Вышеприведенное выражение для антенной системы РВ при аппаратурном исполнении реализуется так, что начальный сдвиг фаз, обусловленный разносом фазовых центров, обнулен за счет регулировочного фазовращателя или за счет схемы фазовой автоподстройки.

На рис. 5.26 приведена фазовая характеристика антенной системы с продольной базой $D = 2$, в соответствии с формулой $\Delta\varphi$ = 720° (1 – cos θ).

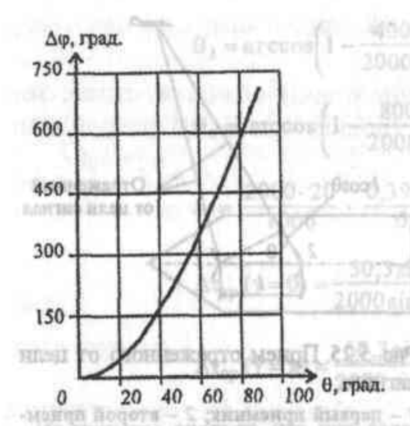


Рис. 5.26. Фазовая характеристика антенной системы с продольной базой $D = 2$

В фазометрическом РВ сигнал, принятый излучателями *1* и *2*, должен быть преобразован в промежуточную частоту, усилен, ограничен по амплитуде и обработан на фазовом детекторе. Структурная схема фазометрического РВ с антенной системой с продольной базой представлена на рис. 5.27.

Выходное напряжение фазового детектора приближенно представляют в виде

$$U_{\text{ф.д}} \equiv U_1\, U_2 \cos \Delta\varphi$$

или

$$U_{\text{ф.д}} \equiv U_1\, U_2 \cos\left(2\pi D\,(1-\cos\theta)\right),$$

где U_1, U_2 – напряжения, пропорциональные амплитуде отраженного от цели сигнала (при $\Delta\varphi = 0$ произведение $U_1\, U_2$ принимают равным единице).

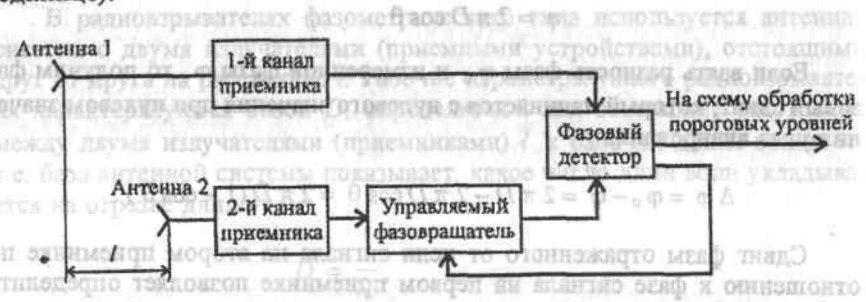


Рис. 5.27. Структурная схема фазометрического РВ с антенной системой с продольной базой

Из последнего выражения прослеживается зависимость напряжения на выходе фазового детектора (дискриминатора) от угла визирования цели. Эта зависимость определяет пеленгационную характеристику фазометрического радиовзрывателя. Если выбрать некоторое значение $U_{\text{ф.д}}$, соответствующее требуемому углу срабатывания РВ, и на этот уровень настроить электронное пороговое устройство, можно сформировать импульс на исполнительную схему РВ. Управляя величиной порога и услож-

няя логику обработки сигнала $U_{\text{ф.д}}$, можно изменять угол срабатывания РВ. Для реализации углов срабатывания в пределах 30–60° базу антенной системы рекомендуется выбирать равной D = 1,7÷2.

На рис. 5.28 в качестве примера, представлена пеленгационная характеристика фазометрического РВ, описанная по формуле $U_{\text{ф.д}} = 1 \cdot \cos\left(2\pi D\,(1-\cos\theta)\right)$, с базой D = 2 и рабочей длиной волны λ = 4 см, настроенного на угол срабатывания 30°.

В общем случае, для формирования областей срабатывания фазометрического РВ последовательно (в зависимости от относительной скорости и характеристик боевой части) формируются несколько пороговых значений входной разности фаз, причем обработка входной информации происходит в замкнутой системе автоматической подстройки фазы, осуществляющей компенсацию начального фазового разбаланса каналов приемника (обнуление системы).

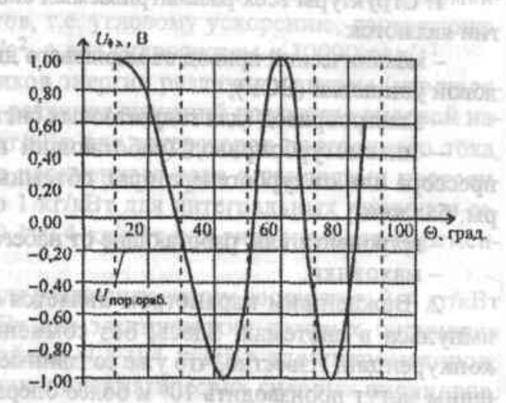


Рис. 5.28. Пеленгационая характеристика фазометрического РВ

Преимущества фазовой обработки сигнала в РВ становятся более выигрышными, если система дополняется уже рассмотренным устройством доплеровской селекции сигнала цели. Особые достоинства фазовой обработки проявляются при стрельбе по цели – постановщику активной помехи, так как активная помеха хотя и создается на той же длине волны λ, однако не может изменять фазовый сдвиг антенной системы.

5.7. БОРТОВЫЕ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

5.7.1. Сравнение гидравлических, газовых и электромеханических систем по основным определяющим параметрам

Силовые приводы ЗУР прошли сложный эволюционный путь от пневматических (баллонных) или пиротехнических (на горячих газах) до электрогидравлических централизованных (с одним источником энергии для всех приводов) и, наконец, до автономных электрогидравлических.

Проанализируем достоинства и недостатки всех типов бортовых энергетических систем ЛА по основным определяющим параметрам: массе, объему, быстродействию, жесткости, а также способам резервирования в целях повышения их надежности, способности длительного хранения без обслуживания.

В табл. 5.5. приведены сравнительные характеристики (количественные и качественные) основных типов энергетических систем. Дадим некоторые необходимые комментарии по отдельным позициям таблицы.

1. Структуры всех рассматриваемых систем подобны. Источниками энергии являются:

– механический привод от маршевого двигателя или вспомогательной силовой установки (ВСУ);

– электропривод (для гидрогазовых систем);

– пневмотурбопривод (работающий на воздухе, отбираемом от компрессора или от турбогенератора), объемный газовый привод, газогенераторы, баллоны;

– ветродвигатели, работающие от набегающего потока;

– маховики.

2. Важнейшим параметром является скорость передачи информации импульса в системах. Здесь, без сомнения, электрические системы вне конкуренции. Известно, что уже созданные дискретные вычислительные машины могут производить 10^6 и более операций в секунду.

До недавнего времени пневматические и гидравлические вычислительные устройства имели быстродействие до 10–100 операций в секунду; для элементов пневмоники, работающих только на взаимодействующих струях, предельным считается быстродействие в несколько тысяч операций в секунду. Это позволяет целый ряд систем управления и двигателей делать струйными.

3. Наиболее характерные отличия специфичны для каждой из систем. Они и определяют области их рационального применения.

4. Силовая напряженность системы оценивается усилием, развиваемым в различных энергосистемах на единицу активной поверхности.

Известно, что для электрических систем крутящий момент ограничен магнитными силами, действующими между ротором и статором, и насыщение лучших магнитных материалов происходит при тангенциальных напряжениях в 1–2 МПа. В гидравлических и газовых системах в настоящее время применяются рабочие давления 15–30 МПа и ожидается их дальнейшее повышение.

5. Предельная силовая напряженность – это потенциально возможные, предельные характеристики систем. Известно, что применение материалов на основе самария–кобальта в роторах электромашин и постоянного тока напряжением 270 В позволяет повысить в 3–5 раз удельные нагрузки на активную поверхность. Для гидросистем существуют теоретические оптимумы по условиям рабочих давлений, минимизирующие массу и объем агрегатов, которые и приведены в табл. 5.5.

6. Экспоненциальная функция, описывающая процесс изменения расхода (тока) на выходе трубопровода (сети) при скачкообразном изменении давления (напряжения), для всех систем едина. Существенное разтличие переходных процессов – в различных запаздываниях.

Быстродействие вращательных приводов различных систем можно считать пропорциональным отношению действующего момента к моменту инерции подвижных элементов, т.е. угловому ускорению, достигающему для электросистем 1000 рад/с^2, а для гидросистем – 10000 рад/с^2.

7. Массовая отдача источников энергии различных систем (что является следствием существенного различия значений параметра силовой напряженности) составляет: 2–4 кг/кВт для генераторов постоянного тока, около 2 кг/кВт для генераторов переменного тока с приводами постоянной частоты вращения (и около 1 кг/кВт для интегральных приводов-генераторов переменного тока), 0,1–0,4 кг/кВт для гидронасосов переменной подачи.

Массовая отдача приводов для различных систем составляет: 2–4 кг/кВт для электромоторов, 10–30 кг/кВт для электрических силовых цилиндров (мотор, редуктор, пара винт-гайка); 0,1–0,4 кг/кВт для гидромоторов; 0,3–0,4 кг/кВт для гидравлических и пневматических силовых цилиндров.

Массовая отдача сетей для рассматриваемых систем составляет: 0,2–0,5 кг/(кВт·м) для систем постоянного тока; 0,02–0,1 кг/(кВт·м) для трехфазных систем переменного тока.

8. Общий КПД силовой системы позволяет ориентировочно оценить тепловую нагруженность системы. Внешние нагрузки на приводах ЛА изменяются в широком диапазоне, что затрудняет оптимизацию системы по одному наиболее характерному режиму.

9. Данные относятся к серийно выпускаемым изделиям.

10. Сравнение λ-характеристик базовых элементов различных энергосистем показывает, что интенсивности отказов элементов гидросистем и пневмосистем, как правило, ниже, чем у электромеханических систем. Существенно различные значения λ-характеристик для разных приводов объясняются простотой гидропневматических приводов (числом деталей и узлов) по сравнению с электромеханическими.

11–13. Приводимые свойства систем качественно характеризуют их особенности и, как следствие, области применения.

14–15. Приводятся основные наиболее существенные характеристики энергетических систем и приводов.

Анализ показывает, что основными энергетическими системами на ЛА будут оставаться гидравлические системы, работающие в комплексе с

электроустройствами управления, а также с электрическими или пневматическими (пиротехническими) системами. Пневматические системы могут применяться как основные системы на ЛА одноразового действия со сравнительно более низкими требованиями по работоемкости.

Таблица 5.5

Сравнение различных энергосистем ЛА по основным определяющим параметрам

Параметр или свойство (качество) сравнения	Значение параметра или свойства (качества) сравнения		
	Электромеханическая система	Гидравлическая система	Газовая система
1. Структура энергосистемы	Источник энергии – сети – устройства управления – исполнительные механизмы		
2. Скорость передачи импульса, м/с	$3 \cdot 10^8$	В масле – $1 \cdot 10^3$ В воде – $1,45 \cdot 10^3$	В воздухе – $3,3 \cdot 10^2$ В водороде – $12,6 \cdot 10^2$ В гелии – $9,7 \cdot 10^2$
3. Наиболее характерные отличия	Эксплуатируются 2 типа систем – переменного и постоянного тока. Проблемы: изоляция, коммутация, управление высоким напряжением, охлаждение	Эксплуатируются 2 типа систем – гидрообъемные и гидродинамические. Проблемы: параметры рабочих тел, уплотнения, фильтрация	
		Модуль упругости: – для минеральных жидкостей $E=(6–18) \cdot 10^2$ МПа; – для силиконовых жидкостей $E=(3–20) \cdot 10^2$ МПа; –для сталей $E=2 \cdot 10^5$ МПа. Температурное расширение жидкости: $7 \cdot 10^{-4}$ 1/°С и $36 \cdot 10^{-5}$ 1/°С. Поэтому в замкнутых объемах давление растет на 1 МПа на 1 °С	Модуль упругости для газов: – при изотермическом процессе $E=p$; – при адиабатическом процессе $E=kp$, где $k=1,41$
4. Силовая напряженность в эксплуатирующихся системах, МПа	1–2	15–30	5–35
5. Предельная (теоретически достижимая) напряженность, МПа	4–10 (постоянный ток, напряжение 270 В, магниты на основе самария–кобальта)	Для существующих конструкционных материалов: 40–60 (минимизация масс); 50–90 (минимизация объемов)	Имеются диапазоны давлений, минимизирущие массу и объем агрегатов

Продолжение табл. 5.5

Параметр или свойство (качество) сравнения	Значение параметра или свойства (качества) сравнения		
	Электромеханическая система	Гидравлическая система	Газовая система
6. Быстродействие: – изменение тока (расхода) на выходе сети при скачкообразном изменении давления (напряжения) на входе;	$\tau_{эл} : \tau_{гидр} : \tau_{газ} = 1:3 \cdot 10^5:10^6$; $\varphi_{эл} \approx \varphi_{гидр} > \varphi_{газ}$ Ток, расход; $\varphi_{эл}$; $\varphi_{гидр}$; $\varphi_{газ}$; $\tau_{гидр}$; $\tau_{газ}$; Время		
– время остановки двигателей после прекращения их питания, с;	0,01–0,1	10^{-4}–10^{-3}	10^{-2}–10^{-1}
– предельные угловые ускорения при разгоне, рад/с^2	~1000 ~5000 (магниты самарий– кобальт)	~10 000	> 1000
7. Массовая отдача: – источников энергии, кг/кВт;	1–4	0,1–0,4	6–8 (компрессоры)
– исполнительных механизмов, кг/кВт;	2–30	0,3–0,4	0,25–0,35
– сетей, кг/(кВт·м);	0,02–0,2	0,04–0,09	0,02–0,05
– аккумуляторов, кг/кВт	0,01	0,6–0,8	0,5 (баллоны)
8. Общий КПД системы (максимальный)	0,6–0,7	0,7–0,9	0,7–0,9
9. Характеристики элементной базы (устройств управления, распределения, логики): – предельные частоты, Гц;	1. Контактные – 200 2. Электронные – 10^{-7}	100	Высокое давление – 40 Среднее давление – 20 Низкое давление – 500
– срок службы, циклы	1. Контактные – $1,5 \cdot 10^5$ 2. Электронные – не ограничен	$(1–5) \cdot 10^6$	Высокое давление – $(10–20) \cdot 10^6$ Среднее давление – $(1–10) \cdot 10^6$ Низкое давление – 10^9

Параметр или свойство (качество) сравнения	Значение параметра или свойства (качества) сравнения		
	Электромеханическая система	Гидравлическая система	Газовая система
10. Надежность систем и основных агрегатов: число отказов в автоматизированных системах по вине систем, %	70–90	2–10	2–10
интенсивности отказов агрегатов $\lambda \cdot 10^6$, 1/ч: источников энергии; приводов; сетей; аккумуляторов	10–20 10–100 0,1 5–10	2–50 1–10 1–2 1–2	2–50 1–10 1–2 1–2
11. Пожаро- и взрывоопасность	Существует, необходимы специальные меры, увеличивающие массу и стоимость	Не существует при применении негорючих жидкостей	Не существует
12. Влияние электромагнитных полей	Вызывает ложные срабатывания	Не влияет на работоспособность систем	
13. Живучесть	Высокая	Ниже, чем у электросистем, из-за большей поражаемости сетей	
14. Особенности энергосистем ЛА: – эксплуатирующихся	1. Постоянный ток, напряжение 27 В, мощность единичной машины 20–30 кВт. 2. Переменный ток, частота 400 Гц, напряжение 120/280 В, мощность единичной машины 100–200 кВт	1. Централизованные, имеющие 20–30 функциональных подсистем. Мощность единичного насоса 100–200 кВт. 2. Децентрализованные (Ил-62, Ил-76, VC-10)	1. Баллонные – для кратковременных режимов работы. 2. Компрессорные
– разрабатываемых	Постоянный ток 270–1000 В, с магнитами самарий–кобальт, с полупроводниковой коммутацией, погрузочными режимами, рекуперацией, микропроцессорным управлением	Высокие рабочие давления. Необходимо исследовать и внедрять нововведения, аналогичные электромеханическим системам, а также электрические агрегаты на базе магнитов самарий–кобальт (приводы золотников, насосов)	Смешанные, пневмогидравлические (объемные системы)

Параметр или свойство (качество) сравнения	Значение параметра или свойства (качества) сравнения		
	Электромеханическая система	Гидравлическая система	Газовая система
15. Особенности исполнительных механизмов ЛА:	Требуются приводы двухпозиционные (шасси), трех- и более позиционные (элементы механизации крыла), резервированные следящие приводы систем управления с угловыми скоростями от 0,02 до 3,14 рад/с, а также вращательные приводы (топливные насосы, вентиляторы)		
– характер привода	Эксплуатируются и создаются приводы, требующие понижающих редукторов для сопряжения с приводимыми органами – вращательные приводы (электромоторы); для малых ходов (миллиметры) – линейные и поворотные электромагниты. Имеются низкооборотные, но маломощные двигатели с катящимся ротором (до 1 кВт)	Эксплуатируются и создаются приводы: не требующие редукторов – линейные (цилиндры), возвратно-поворотные (квадранты); требующие понижающих редукторов – вращательные (гидромоторы и пневмомоторы)	
– точность позиционирования	Низкая	Высокая	Не обеспечивается
– нагрузочные характеристики двигателей	Момент двигателя; Угловая скорость; 1, 2, 3 *1* – синхронные переменного тока; *2* – асинхронные постоянного тока с параллельным или смешанным возбуждением; *3* – постоянного тока с последовательным возбуждением	Нагрузка; Скорость; 1, 2, 3, 4 Следящий привод с дроссельным управлением: *1, 2, 3, 4* – характеристики при возрастающих производительностях дросселя	
– чувствительность к режимам остановки под нагрузкой	Длительные режимы выводят двигатель из строя	Не существует	

Окончание табл. 5.5

Параметр или свойство (качество) сравнения	Значение параметра или свойства (качества) сравнения		
	Электромеханическая система	Гидравлическая система	Газовая система
–многократное (2-, 3-, 4-кратное) резервирование	Требует специальных конструкций, усложняющих привод	Легко осуществляется использованием многокамерных приводов (известны 2-, 3- и 4-камерные приводы) как тандемного, так и параллельного исполнения	
	1, 2, 3, 4, 5	6, 7	
	1 – электродвигатель; *2* – муфта сцепления; *3* – редуктор; *4* – винт; *5* – гайка; *6* – трехкамерный привод; *7* – управляющий золотник		

5.7.2. Совершенствование энергетических систем летательных аппаратов

Возрастание числа функциональных подсистем управления ЛА, рост потребляемых ими мощностей и необходимость повышения их надежности и отказобезопасности определяют пути возможного совершенствования гидравлических систем ЛА.

Улучшение массовых и объемных характеристик гидросистем требует дальнейшего роста рабочих давлений. В специальной литературе [23, 24, 46] показано, что зависимости массы и объема большинства агрегатов гидросистем от рабочего давления имеют минимумы.

Применительно к напорному трубопроводу это объясняется тем, что при определенной мощности на выходе и при постоянных относительных потерях рост рабочего давления вызывает непрерывное уменьшение потребного расхода и, как следствие, уменьшение внутреннего диаметра трубопровода и массы жидкости в нем. Но с некоторого значения давления рост толщины стенок (из условий прочности) начинает превалировать над уменьшением массы жидкости и внутреннего диаметра.

Совместное действие двух факторов приводит к появлению минимума на зависимостях $m_{тр} = f(p)$ и $W_{тр} = f(p)$ (рис. 5.29).

В первом приближении для современных конструкционных сталей

$$p_{opt\ m \to \min} \approx \frac{\sigma_в}{8n}; \qquad p_{opt\ W \to \min} \approx \frac{\sigma_в}{4n}, \tag{5.43}$$

где $\sigma_в$ – предел прочности материала; n – коэффициент запаса прочности.

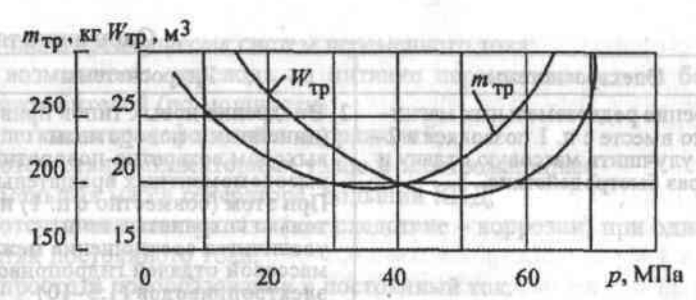


Рис. 5.29. Зависимость массы и объема напорного трубопровода от рабочего давления:

$N_{тр} = p\,(1-a) = 100$ кВт; режим – турбулентный; $l_{тр} = 100$ м; $a = 0{,}1$; $\sigma_в\,/n = 175$ МПа

Именно поэтому в авиационных гидросистемах наблюдается непрерывный рост рабочих давлений от 10 МПа до 21–35 МПа.

Многие хорошо известные преимущества гидравлических систем по сравнению с электромеханическими обусловлены значительно большим коэффициентом предельной силовой напряженности (см. табл. 5.5), равным усилию, создаваемому единицей активной поверхности любого двигателя. Как известно, при лучших электротехнических материалах для авиационных электродвигателей (генераторов) этот коэффициент равен 2,0 МПа, а для гидроприводов и насосов 20–30 МПа. Однако в последние годы появились работы, в которых показано, что применение мощных редкоземельных постоянных магнитов (магнитная индукция на порядок больше, чем у обычных магнитов), повышение напряжения до 270 В, внедрение полупроводниковых коммутаторов и микропроцессоров управления позволяют создать электромеханические приводы, способные конкурировать с гидравлическими при значительно больших мощностях, чем ранее.

Целесообразно составить таблицу сравнения развития электромеханических и гидравлических систем ЛА (табл. 5.6), из которой следует, что каждое новое техническое решение в электромеханических системах ЛА может иметь свой аналог в гидросистемах.

Таблица 5.6

Электросистемы	Гидросистемы
1. Переход на постоянное напряжение 270 В, возможно в будущем 500–750 В, при сохранении систем переменного тока стабильной и нестабильной частоты	1. Переход на повышенное рабочее давление 40–80 МПа (при повышении допускаемых напряжений в материалах возможен дальнейший рост давлений)

Окончание табл. 5.6

Электросистемы	Гидросистемы
2. Внедрение редкоземельных магнитов, что вместе с п. 1 позволяет в 2–3 раза улучшить массовую отдачу и в 4–5 раз быстродействие	2. Внедрение новых типов приводов (линейных с поворотным выходом,возвратно-поворотных, высокомоментных вращательных). При этом (совместно с п. 1) не только сохранится, но и увеличится соотношение между массовой отдачей гидроприводов и электроприводов (1:5–10)
3. Дальнейший рост допустимых перегрузочных режимов. Существующие режимы по (мощности): – 150 % –5 мин; – 200 % –5 с	3. Введение в технические условия авиационных гидросистем следующих режимов перегрузки (допустимых в промышленном гидроприводе): – 150 % – 5 мин (10–15 % ресурса) – 200 % – 5 с (не более 5 % ресурса)
4. Микропроцессорное управление адаптивными электроприводами	4. Разработка схем и конструкций адаптивных насосов и приводов, предусматривающих микропроцессорное управление
5. Разработка приводов с рекуперацией энергии при роторе с помогающими нагрузками	5. Разработка схем и конструкций гидроприводов с рекуперацией энергии в гидрогазовых аккумуляторах
6. Внедрение электромеханических преобразователей с использованием редкоземельных магнитов в электроприводах, что исключает электрогидравлические промежуточные приводы	
Облик: электросистема постоянного (для следящих электроприводов рулей) и переменного тока высокого напряжения, с использованием редкоземельных магнитов, микропроцессорным управлением, перегрузочными режимами и рекуперацией энергии	Облик: гидросистема высокого (но переменного в зависимости от потребностей) давления, с адаптивными насосами и приводами, допускающими перегрузочные режимы, с рекуперацией энергии, микропроцессорным управлением, редкоземельными магнитами в устройствах управления золотниками

Рассмотрим все перечисленные в табл. 5.6 нововведения подробнее.

Целесообразность перехода на постоянный ток повышенного напряжения обсуждалась и раньше, однако трудности создания щеточно-коллекторных узлов электромашин (особенно работающих на больших высотах) и ограничения по абсолютным значениям токов, передаваемых через коллекторные узлы и коммутаторы, заставили внедрить на самолетах в 60-е гг. системы переменного тока.

В числе *преимуществ* систем переменного тока:

– возможность перевода на питание переменным током более чем 85 % потребителей (по мощности);

– легкость трансформации напряжений;

– отсутствие коллекторных узлов в электромашинах;

– меньшая масса генератора, больший КПД;

– отсутствие электролиза (как следствие – коррозии) при однопроводных сетях постоянного тока;

– простота преобразования в постоянный ток.

К *недостаткам* систем переменного тока относятся:

– необходимость создания приводов постоянной частоты вращения генераторов;

– сложность обеспечения параллельной работы генераторов;

– невозможность использования электрохимических источников в качестве аварийных.

Возврат к системам постоянного тока повышенного напряжения позволит существенно сократить массу прежде всего проводки (однопроводная вместо трехпроводной) и отказаться от приводов постоянной частоты вращения для генераторов.

Признано, что постоянный ток предпочтительнее для механизмов с большими пусковыми моментами и необходимостью регулирования скорости, электромагнитов, индикаторных приборов и цепей управления.

Теоретически повышенное напряжение приводит к почти пропорциональному уменьшению массы электромашин (пропорциональность нарушается из-за роста толщин и масс изоляции) и, как следствие, к росту коэффициентов предельной силовой напряженности.

В настоящее время признаны наиболее *оптимальными*:

– трехфазные системы переменного тока 120/208 В («звезда» с заземленной нейтралью) и частотой от 400 до 2000 Гц;

– системы постоянного тока с напряжением 250–270 В.

Главным путем улучшения массовых и объемных характеристик гидромашин, следовательно, должен стать переход на повышенный уровень рабочих давлений.

Как было показано, существуют оптимальные уровни рабочих давлений, при которых минимизируются массы и объем агрегатов гидросистем. Эти уровни для лучших конструкционных материалов лежат в пределах 40–50 МПа (при минимизации массы) и 40–80 МПа (при минимизации объемов).

Преимущества систем постоянного тока повышенного напряжения могли быть реализованы только при внедрении новых устройств полупроводниковой техники и постоянных магнитов из редкоземельных элементов.

В электронных (полупроводниковых) коммутаторах обмоток статора электродвигателей с ротором из постоянного магнита на базе сплавов из редкоземельных элементов используют триоды с рабочим напряжением 400–1400 В при токе до 10 А. В перспективе рабочее напряжение достигает для триодов 2000 В, а для тиристоров – 1500–2000 В, токи достигнут значений 100–150 А.

Указанные нововведения позволяют в 2–3 раза улучшить массовую отдачу и в 4–6 раз – быстродействие приводов.

В связи с этим необходимо создать ряд новых типов гидроприводов, которые могут превзойти наиболее распространенные типы линейного возвратно-поступательного привода (цилиндр) с учетом особенностей их компоновки (необходимо вписаться в объем крыла, располагая привод по оси поворота).

Обращает на себя внимание и тот факт, что создаваемые электроприводы могут работать на перегрузочных режимах при увеличении тока в 3–5 раз.

Необходимо провести для гидромеханических агрегатов и систем в целом исследования по нормированию перегрузочных режимов их работы на повышенных уровнях рабочих давлений, что практикуется в общепромышленных гидроприводах.

Гидросистема должна работать на переменном рабочем давлении, соответствующем требуемому (как максимально потребному для одного из приводов).

Применение микропроцессоров в управлении созданными электроприводами позволяет:

– заложить в память процессора требуемые зависимости «шарнирный момент – скорость перекладки» и управлять двигателем в соответствии с ними;

– легко перепрограммировать привод под новый тип ЛА;

– использовать этот же процессор для индикации отказов, контроля и проверок. Необходимо предусмотреть использование микропроцессоров для управления режимами работы как гидронасосов, так и гидроприводов.

Следующей интересной особенностью создаваемых электромеханических приводов является применение в них устройств рекуперации энергии. При этом идут на установку маховиков и устройств согласования (вариаторов) их характеристик (по частоте вращения) и характеристик привода. Целесообразность установки таких рекуператоров энергии следует из знакопеременного характера нагрузок на аэродинамические управляющие поверхности ЛА.

Существующие гидроприводы могут работать в режимах рекуперации энергии в гидрогазовых аккумуляторах при оснащении их дополнительными устройствами управления.

Применение редкоземельных магнитов позволяет создать высокомоментные длинноходовые электромеханические преобразователи, которые дают возможность исключить электрогидравлические промежуточные приводы в СУ, а также уменьшить массу и объем многих устройств управления давлением, расходом, потоками рабочего тела.

5.8. СИЛОВЫЕ ПРИВОДЫ УПРАВЛЕНИЯ

5.8.1. Основные типы приводов управления

Силовые приводы управления на ракетах являются, как правило, исполнительными элементами систем управления полетом и предназначены для поворота органов управления (стабилизации, ориентации). Принципиальная схема силового привода приведена на рис. 5.30. Главной его частью является приводной двигатель *3*, работающий от источника энергии *4* в соответствии с сигналами управления *1*. Эти сигналы должны быть предварительно усилены и преобразованы в специальном устройстве *2*. Передача мощности от двигателя к органам управления *8* осуществляется механизмом управления *5*. Элементы обратной связи *6* обеспечивают подачу информации об угле отклонения органа управления или о шарнирных моментах. Таким образом, по своей структуре силовой привод управления является следящим приводом.

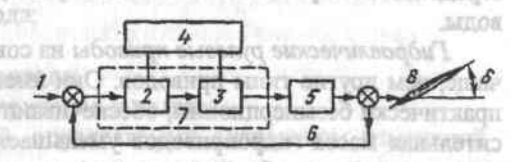


Рис. 5.30. Принципиальная схема рулевого привода

Чаще всего преобразователь *2* и приводной двигатель *3* конструктивно выполняются в виде одного агрегата, называемого рулевой машиной *7*. В противоположность этому механизмы управления могут быть рассредоточены по летательному аппарату. Их устройство зависит от схемы и компоновки аппарата и типа органа управления. В зависимости от типа приводного двигателя различают газовые, гидравлические и электромеханические рулевые приводы.

Газовые рулевые приводы могут быть двух видов. Для первого из них источником энергии является сжатый воздух, заключенный в баллоне при давлении 250–400 кгс/см^2. Второй вид газовых приводов работает на горячем газе, получаемом при сгорании заряда твердого топлива в пороховом аккумуляторе давления (ПАД).

Газовые приводы просты по устройству, надежны, имеют сравнительно невысокую стоимость. По массе и объему основным элементом является воздушный аккумулятор давления, размеры и масса которого зависят от потребного времени работы привода. Горячий газ как источник энергии более

эффективен, поэтому приводы на горячем газе более предпочтительны. Такие приводы несложны по устройству и к тому же легче приводов на холодном газе. При использовании твердого топлива возможно длительное хранение и обеспечена постоянная готовность привода без каких-либо подготовительных работ.

Недостатки газовых приводов связаны с особенностями их рабочего тела – воздуха и горячего газа. Это проявляется в зависимости рабочих характеристик привода от температуры окружающей среды, а также в большом расходе рабочего тела, что ограничивает рациональное время работы привода 1–3 мин. Особо существенным недостатком газовых приводов является сжимаемость газа, вследствие чего такие приводы имеют меньшее быстродействие и работают менее точно, чем, например, гидравлические приводы.

Гидравлические рулевые приводы на современных ракетах применяются чаще, чем другие типы приводов. Они имеют высокую надежность, точны, практически безынерционны, обеспечивают высокое быстродействие. Относительная масса гидроприводов уменьшается с ростом их мощности. При значительной потребной мощности (привод поворотных крыльев, крупногабаритных рулей-элеронов и т.п.) такие приводы в весовом отношении наиболее выгодны.

По сравнению с другими типами приводов гидравлические рулевые приводы сложнее, дороже, требуют нескольких видов источников энергии. Имеются трудности в обеспечении длительного срока хранения рабочих жидкостей из-за их химического разложения. Однако указанные выше достоинства в большинстве случаев с избытком компенсируют эти недостатки.

Электромеханические рулевые приводы по своей структуре аналогичны газовым и гидравлическим приводам. Такой привод представляет собой следящую систему, состоящую из исполнительного механизма, преобразующего электрическую энергию в механическую, усилительно-преобразовательных устройств и элементов обратной связи, отслеживающих рассогласование угла поворота выходного вала с требуемым значением. Масса и габариты электропривода определяются главным образом элементами энергетического канала, включающего в себя источники питания, исполнительный электродвигатель, силовой редуктор и выходные цепи усилителей мощности. Канал управления (датчики, усилители, корректирующие устройства) обеспечивает возможность движения органа управления с требуемыми значениями угловых скоростей и ускорений при реальных моментах сопротивления нагрузки.

Благодаря высоким динамическим возможностям в последние годы электромеханические приводы все более широко применяются в качестве рулевых приводов ракет. Однако вследствие значительной потребной мощности источников питания область их применения пока ограничена в основном малоразмерными ракетами, не требующими значительных мощностей приводов. Если источник питания обладает требуемой мощностью и отсутствуют промежуточные преобразователи энергии, то в качестве исполнительного двигателя целесообразно применять двигатели постоянного тока, а их управление производить от статических усилителей мощности, т.е. усилителей, построенных на базе транзисторов, тиристоров, магнитных усилителей и др.

Выбор типа привода для органов управления ЗУР – неформальная задача. Ее решение зависит от целого ряда факторов, в числе которых:

– тип органа управления и режим его работы;
– требуемое быстродействие и точность поворота органа управления;
– продолжительность работы привода;
– потребная мощность привода;
– масса и габариты привода;
– стоимость и надежность привода;
– возможный нагрев отсека приводов в полете;
– диапазон рабочих условий, определяемый диапазоном изменений скоростей и высот полета ЗУР;
– вид бортовой энергии, требуемый для других целей на данном ЛА.

Обычно в каждом конкретном случае необходимо сравнивать несколько вариантов. Однако на основе изложенного (см. п. 5.7.) можно, не прибегая к расчетам, высказать некоторые рекомендации.

1. Если время работы привода невелико, управление полетом производится с помощью воздушных рулей, а потребная мощность не очень значительна (это характерно для атмосферных маневренных ракет небольших размеров), то целесообразно применение газовых приводов.

2. Гидравлические приводы применяют при значительной потребной мощности, так как с увеличением мощности масса гидропривода растет медленнее, чем масса других типов приводов. В пользу гидропривода склоняет и требование высокого быстродействия, предъявляемое к газодинамическим органам управления.

3. Электромеханические приводы особенно выгодны, когда необходима продолжительная работа приводов сравнительно небольшой мощности. На малоразмерных ракетах эти приводы успешно конкурируют с газовыми приводами. Незначительно уступая им по массовым характеристикам, они превосходят газовые приводы по точности и быстродействию.

Ниже приводится методика выбора проектных параметров для наиболее распространенных типов рулевых приводов ЗУР.

5.8.2. Выбор параметров газовых и гидравлических рулевых приводов

На начальном этапе проектирования ЗУР в качестве обликовых параметров приводов выступают его конструктивно-энергетические параметры, в числе которых габариты и масса привода, а также требуемый расход рабочего тела. При этом эксплуатационные требования, надежность, стоимость и ряд других характеристик учитываются на качественном уровне.

Искомые параметры выбираются исходя из требований к приводу, которые формируются в процессе системного проектирования ракеты. Главными требованиями и, соответственно, исходными данными при проектировании приводов являются:

– максимальный угол отклонения органа управления δ_{max};

– максимальная скорость отклонения органа управления $\dot{\delta}_{max}$;

– собственная частота рулевого привода $\omega_{р.п}$;

– нагрузочный момент $M_н$, создаваемый органом управления.

Определение потребных значений этих величин изложено в гл. 6 (см. п. 6.7.6).

Проектировочный расчет привода удобно проводить в два этапа.

На первом этапе учитываются лишь требования обеспечения заданной скорости органа управления под нагрузкой, а на втором – обеспечения заданной собственной частоты привода. Окончательное решение принимается с учетом обоих требований.

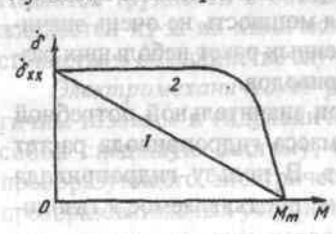


Рис. 5.31. Механическая характеристика рулевого привода:

1 – газовый привод; *2* – гидравлический привод

Оптимальные параметры приводов, обеспечивающие заданную скорость $\dot{\delta}_{max}$. Расчет параметров привода ведется на основе *механической характеристики* привода, представляющей собой зависимость максимальной скорости отклонения руля (органа управления) от действующего на руль внешнего момента нагрузки (шарнирного момента) (рис. 5.31).

Для газового рулевого привода механическая характеристика линейна и определяется соотношением

$$\dot{\delta} = \dot{\delta}_{x.x}\left(1 - \frac{M}{M_т}\right), \qquad (5.44)$$

где $\dot{\delta}$ – скорость отклонения руля; $\dot{\delta}_{x.x}$ – скорость холостого хода; M – момент нагрузки; $M_т$ – тормозной момент.

При известных значениях нагрузки M и скорости $\dot{\delta}$ мощность привода равна

$$N = \dot{\delta} M = \dot{\delta}_{x.x} M\left(1 - \frac{M}{M_т}\right). \qquad (5.45)$$

Рассмотрим семейство механических характеристик газовых приводов, проходящих на плоскости (M, $\dot{\delta}$) через точку A ($M_н$, $\dot{\delta}_н$), определяемую заданным моментом нагрузки $M_н$ и требуемой максимальной скоростью отклонения руля под нагрузкой, которую ниже будем обозначать $\dot{\delta}_н$ (рис. 5.32). Каждому из рассматриваемых газовых рулевых приводов соответствует своя механическая характеристика и своя зависимость мощности от действующего на руль шарнирного момента. При этом для каждого рулевого привода, как видно из рис. 5.32, существует максимальное значение мощности, реализующееся при значении момента M^*, который согласно (5.45) находится из условия:

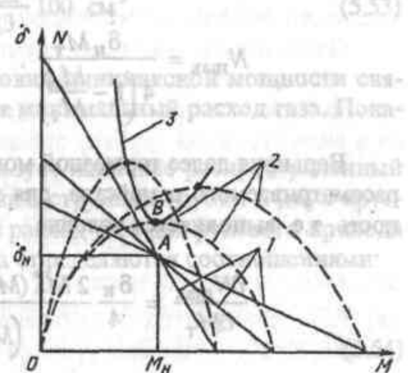


Рис. 5.32. Газовые рулевые приводы различной мощности, обеспечивающие необходимую скорость отклонения руля $\dot{\delta}_н$ под действием нагрузки $M_н$:

1 – механические характеристики; *2* – зависимость мощности N от нагрузки; *3* – зависимость максимальной мощности N_{max} от нагрузки; B – точка минимаксной мощности $N_{min\ max}$

$$\frac{\partial N}{\partial M} = 1 - 2\frac{M^*}{M_т} = 0\,, \qquad \frac{M^*}{M_т} = \frac{1}{2}. \qquad (5.46)$$

Подставив полученное соотношение в (5.45), получим максимальное значение мощности, реализуемое газовым приводом:

$$N_{max} = \frac{1}{4}\dot{\delta}_{x.x} M_т\,. \qquad (5.47)$$

Или, учитывая, что максимальная скорость холостого хода определяется соотношением (5.44), а все рассматриваемые газовые приводы удовлетворяют условию обеспечения максимальной скорости $\dot{\delta}_н$ под действием момента нагрузки $M_н$, т.е.

$$\dot{\delta}_{х.х} = \frac{\dot{\delta}_н}{1 - M_н / M_т}, \tag{5.48}$$

получаем:

$$N_{max} = \frac{\dot{\delta}_н M_т}{4\left(1 - \dfrac{M_н}{M_т}\right)}. \tag{5.49}$$

Варьируя далее тормозной момент $M_т$, найдем такой газовый привод из рассматриваемого семейства, для которого реализуется минимаксная мощность, т.е. выполняется условие

$$\frac{\partial N_{max}}{\partial M_т} = \frac{\dot{\delta}_н}{4} \frac{2 M_т^* (M_т^* - M_н) - M_т^{*2}}{\left(M_т^* - M_н\right)^2} = 0, \tag{5.50}$$

откуда

$$M_т^* = 2 M_н. \tag{5.51}$$

Из последнего соотношения следует, что газовым приводом, удовлетворяющим требованию обеспечения заданной максимальной скорости отклонения руля $\dot{\delta}_н$ под действием шарнирной нагрузки $M_н$ и реализующим при этом минимаксную мощность, будет такой привод, у которого тормозной момент в два раза превышает момент шарнирной нагрузки.

При известных значениях $M_н$, $M_т$ и $\dot{\delta}$ конструктивные параметры привода определяются следующими соотношениями:

$$M_т = F_т r; \quad r \approx \frac{x_{max}}{\delta_{max}} 57{,}3; \quad F_т = \eta p_{вх} S_п;$$
$$S_п = \frac{M_т}{\eta p_{вх} r} = \frac{2 M_н}{\eta p_{вх} r}. \tag{5.52}$$

Здесь $M_т$ – тормозной момент, кгс·м; $F_т$ – тормозное усилие, кгс; r – плечо рулевой кинематики, см; x_{max} – максимальный ход штока рулевого привода (односторонний), см; δ_{max} – максимальный угол отклонения руля, °; $S_п$ – полезная площадь поршня силового цилиндра, см^2; $p_{вх}$ – давление на входе в рулевой привод, кгс/см^2; η = 0,85–0,9 – коэффициент полезного действия.

С учетом (5.51) и (5.52) объем силового пневмоцилиндра привода, удовлетворяющего критерию минимаксной мощности, рассчитывается по формуле

$$W_о^{(1)} = x_{max} S_п = \frac{2 M_н}{\eta p_{вх}} \frac{\delta_{max}}{57{,}3} 100 \text{ см}^3. \tag{5.53}$$

Введение для газового привода условия минимаксной мощности связано с тем, что в этом случае реализуется минимальный расход газа. Покажем это.

Примем, что рулевой привод использует наиболее распространенный тип газораспределителя в виде подводящей струйной трубки и двух круглых приемных отверстий. В этом случае расход газа для рулевого привода и максимальная скорость холостого хода определяются соотношениями:

$$\dot{m}_г^{(1)} = c_1 p_{вх} S_{о\,max};$$
$$\dot{\delta}_{х.х} = c_2 \frac{S_{о\,max}}{S_п}. \tag{5.54}$$

Здесь $\dot{m}_г^{(1)}$ – секундный расход газа на один рулевой привод; $S_{о\,max}$ – площадь отверстия опорожнения при максимальном отклонении струйника; c_1 и c_2 – коэффициенты, не зависящие от параметров газораспределителя.

По-прежнему будем рассматривать семейство газовых рулевых приводов, удовлетворяющих условию обеспечения максимальной скорости под нагрузкой $\dot{\delta}_н$ при действии момента нагрузки $M_н$, т.е. полагать эти заданные величины фиксированными. Среди этого семейства будем искать такой привод, который обладает минимальным расходом газа при вариациях тормозного момента (т.е. объема силового цилиндра) и площади отверстия опорожнения. Определяющая зависимость $S_{о\,max} = f(M_т)$, как следует из соотношений (5.54), (5.52) и (5.48), имеет вид

$$S_{о\,max} = \frac{\dot{\delta}_{хх} S_п}{c_2} = \frac{S_п}{c_2} \frac{\dot{\delta}_н}{1 - \dfrac{M_н}{M_т}} = \frac{\dot{\delta}_н}{c_2 \eta p_{вх} r} \frac{M_т}{1 - \dfrac{M_н}{M_т}} = \text{const} \frac{M_т}{1 - \dfrac{M_н}{M_т}}. \tag{5.55}$$

При фиксированных значениях $\dot{\delta}_н$ и M из условия оптимальности

$$\frac{\partial S_{о\,max}}{\partial M_т} = \text{const} \frac{2 M_т^* (M_т^* - M_н) - M_т^{*2}}{(M_т^* - M_н)^2} = 0 \tag{5.56}$$

получаем

$$M_{\text{т}}^{*} = 2\,M_{\text{н}} . \qquad (5.57)$$

Сравнивая (5.57) и (5.51), убеждаемся, что условие минимаксной мощности совпадает с условием минимального расхода газа.

После определения конструктивных параметров и потребного объема силового цилиндра привода рассчитывается потребная масса газа. Секундный расход газа в г/с на один рулевой привод (для газораспределителя в виде струйной трубки) определяется соотношением [19]

$$\dot{m}_{\text{г}} = \chi \frac{\dot{\delta}_{\text{х.х}}}{\delta_{max}} \frac{2\,p_{\text{вх}}}{R\,T_{\text{вх}}} \sqrt{\frac{T_{\text{вх}}}{T_{\text{о}}}} \; \frac{W_{\text{о}}^{(1)}}{1 + \frac{p_{\text{вх}}}{p_{\text{о}}}} 1000 , \qquad (5.58)$$

где $T_{\text{о}}$ – температура обменивающейся части газа в силовом пневмоцилиндре, К; $T_{\text{вх}}$ – температура газа, подводимого к приводу, К; R – газовая постоянная, см/°; $p_{\text{о}}$ – давление в полости пневмоцилиндра при нулевом отклонении струйной трубки, кгс/см^2; $p_{\text{вх}}$ – давление подводимого к приводу газа, кгс/см^2; $W_{\text{о}}^{(1)}$ – полезный объем силового пневмоцилиндра (односторонний), см^3; χ – коэффициент конфигурации.

Для наиболее распространенного типа газораспределителя с круглыми приемными отверстиями и струйной трубкой можно принимать

$$\frac{p_{\text{о}}}{p_{\text{вх}}} = \frac{1}{3}; \quad \chi = 1{,}18 . \qquad (5.59)$$

Температура обменивающейся части газа в силовом пневмоцилиндре $T_{\text{о}}$ зависит от типа газа. Для холодного газа в первом приближении можно полагать $\frac{T_{\text{вх}}}{T_{\text{о}}} = 1$. Для приводов на горячем газе эта величина зависит от температуры подводимого газа, материала и объема пневмоцилиндра, времени полета. Для сравнительно небольших пневмоцилиндров (с односторонним объемом менее 20 см^3) отношение $T_{\text{вх}}/T_{\text{о}}$ рекомендуется принимать равным 1,5–1,6. При объеме 100 см^3 и более $\frac{T_{\text{вх}}}{T_{\text{о}}} = 1{,}8 \div 2{,}5$.

Для гидравлического рулевого привода механическая характеристика практически не меняется до значения $M_{\text{н}} = kM_{\text{т}}$, где $k = 0{,}8 \div 0{,}85$. Поэтому объем силового цилиндра, определенный из первого условия (обеспечение скорости под нагрузкой), рассчитывается по формуле

$$W_{\text{о}}^{(1)} \geq \frac{M_{\text{н}}}{k\,p_{\text{вх}}} \cdot \frac{\delta_{max}}{57{,}3} \cdot 100 . \qquad (5.60)$$

Параметры приводов, обеспечивающие заданную собственную частоту привода. Рассмотрим линеаризованные уравнения рулевого привода [19]:

$$\begin{aligned} &\dot{\delta}_{\text{о с}} = \dot{\delta}_{\text{х.х}}\,y - \frac{1}{C_\delta}\dot{M} - \frac{\dot{\delta}_{\text{х.х}}}{\delta_{max}} \frac{M}{C_\delta}, \\ &M = I_{\text{р.м}}\ddot{\delta}_{\text{о с}} + d_{\text{р.м}}\dot{\delta}_{\text{о с}} + C_{\text{р.к}}\left(\delta_{\text{о с}} - \delta_{\text{р}}\right), \\ &C_{\text{р.к}}\left(\delta_{\text{о с}} - \delta_{\text{р}}\right) = I_{\text{р.м}}\ddot{\delta}_{\text{р}} + d_{\text{р.к}}\dot{\delta}_{\text{р}} - M_{\text{ш}}^{\delta}\,\delta_{\text{р}} . \end{aligned} \qquad (5.61)$$

В этой системе первое уравнение – уравнение силового цилиндра. Второе уравнение описывает составляющие нагрузки на силовой цилиндр. Третье уравнение отражает рулевую кинематику. В уравнениях (5.61) обозначено:

$\delta_{\text{р}}$ – угол отклонения руля;

$\delta_{\text{ос}}$ – ход штока рулевой машинки, приведенный к углу отклонения руля;

M – момент шарнирной нагрузки;

$M_{\text{ш}}^{\delta}$ – градиент шарнирной нагрузки;

y – угол поворота струйника газораспределителя;

C_δ – эквивалентная жесткость силового пневмоцилиндра;

$C_{\text{р.к}}$ – жесткость рулевой кинематики;

$I_{\text{р}}$ – момент инерции руля;

$I_{\text{р.м}}$ – момент инерции движущихся частей рулевой машинки;

$d_{\text{р.м}}$, $d_{\text{р.к}}$ – коэффициенты демпфирования рулевой машинки и рулевой кинематики.

Учитывая, что вблизи собственной частоты рулевого привода и на частотах контура стабилизации составляющая, пропорциональная нагрузке, в первом уравнении (5.61) значительно меньше составляющей, пропорциональной скорости изменения нагрузки, а также пренебрегая по малости членами, зависящими от момента инерции движущихся частей рулевой машинки, из системы уравнений (5.61) получаем

$$\begin{aligned} &\dot{\delta}_{\text{о с}} = \dot{\delta}_{\text{х.х}}\,y - \frac{\dot{M}}{C_\delta}, \\ &M = C_{\text{р.к}}\left(\delta_{\text{о с}} - \delta_{\text{р}}\right), \\ &C_{\text{р.к}}\left(\delta_{\text{о с}} - \delta_{\text{р}}\right) = I_{\text{р}}\ddot{\delta}_{\text{р}} + d_{\text{р.к}}\dot{\delta}_{\text{р}} - M_{\text{ш}}^{\delta}\,\delta . \end{aligned} \qquad (5.62)$$

Отсюда после преобразований получается передаточная функция рулевой машинки (точнее, газо- или гидрораспределителя, силового цилиндра и рулевой кинематики), где входом является безразмерное перемещение распределителя y, а выходом – угол отклонения руля $\delta_р$:

$$\frac{\delta_р}{y}=\frac{\delta_{х.х}}{1-\dfrac{M_ш^\delta}{C_\Sigma}}\cdot\frac{1}{p\left(T_ц^2\,p^2+2\,\xi_ц\,T_ц\,p+1\right)}. \tag{5.63}$$

Здесь дополнительно введены следующие обозначения:

p – оператор $\partial/\partial t$;

C_Σ – суммарная жесткость силового цилиндра и рулевой кинематики;

$$T_ц=\frac{1}{\omega_ц}=\sqrt{\frac{I_р}{C_\Sigma-M_ш^\delta}};$$

$$\xi_ц=\frac{d_{р.к}\,\omega_ц}{2\left(C_\Sigma-M_ш^\delta\right)}; \tag{5.64}$$

$$C_\Sigma=\frac{C_{р.к}\,C_\delta}{C_{р.к}+C_\delta},$$

где $T_ц$, $\omega_ц$, $\xi_ц$ – постоянная времени, собственная частота и показатель колебательности силового цилиндра.

Эквивалентная жесткость силового цилиндра C_δ рассчитывается по формуле

$$C_\delta=\frac{2\,E\,W_о}{\delta_{max}^2}\cdot\frac{57{,}3}{100}, \tag{5.65}$$

где E – эквивалентный модуль упругости пневмо- или гидросистемы силового цилиндра, кгс/см^2; $W_о$ – объем силового цилиндра (односторонний), см^3. Для газового рулевого привода $E=p_о$, а значение $p_о$ принимается в соответствии с (5.59). Для гидропривода постоянного давления $E=2500\cdot10^5$ Па (2500 кгс/см^2); для гидропривода переменного давления $E=(600–1200)\cdot10^5$ Па ((600–1200) кгс/см^2).

Собственная частота $\omega_ц$ силового цилиндра (с газо- или гидрораспределителем) может быть выражена через заданную собственную частоту рулевого привода (с учетом контура рулевой следящей системы) с помощью эмпирического соотношения

$$\omega_ц=\omega_{р.п}\,/\,\eta_{р.с.с}, \tag{5.66}$$

$\eta_{р.с.с}=0{,}4$ – для рулевых приводов с простейшим формированием контура рулевой следящей системы. Обычно такое формирование применяется для газовых рулевых приводов мощностью менее 370 Вт и для гидроприводов;

$\eta_{р.с.с}=0{,}5\div0{,}6$ – для газовых приводов с более сложным формированием контура рулевой следящей системы, которое применяется для газовых приводов мощностью 700–750 Вт.

Используя (5.64), (5.65), (5.66) и полагая для упрощения $M_ш^\delta=0$, получаем выражение для объема силового цилиндра, удовлетворяющего второму условию – реализации требуемой собственной частоты рулевого привода:

$$W_о^{(2)}\ge\frac{100}{2\,E}\left(\frac{\delta_{max}}{57{,}3}\right)^2\frac{I_р\,\omega_ц^2}{1-\left(\dfrac{\omega_ц}{\omega_{р.к}}\right)^2}, \tag{5.67}$$

$$\omega_ц=\frac{\omega_{р.п}}{\eta_{р.с.с}},\quad \omega_{р.к}=\sqrt{\frac{C_{р.к}57{,}3}{I_р}}.$$

Единицы величин, входящих в (5.67), следующие: $W_о$, см^3; E, кгс/см^2; δ_{max}, °; $I_р$, кгс·м·с^2; $C_{р.к}$, кгс·м/°; $\omega_ц$, $\omega_{р.п}$; $\omega_{р.к}$, рад/с.

Объем силового цилиндра рулевого привода, удовлетворяющего заданным требованиям и ограничениям (исходным данным), определяется как максимальный из двух условий:

$$W_о=\max\left(W_о^{(1)},\,W_о^{(2)}\right). \tag{5.68}$$

Масса четырех рулевых приводов на этапе выбора облика ракеты может быть определена по следующим эмпирическим соотношениям через найденный выше объем силового цилиндра:

– для газового рулевого привода:

$$m=0{,}33\,W_о, \tag{5.69}$$

– для гидравлического рулевого привода

$$m=8{,}5\,W_о^{0{,}53}, \tag{5.70}$$

где масса m выражена в килограммах, а объем $W_о$ – в кубических сантиметрах.

ГЛАВА 6

ПРОЕКТИРОВАНИЕ УПРАВЛЕНИЯ ЗУР

6.1. МЕТОДОЛОГИЯ ПРОЕКТИРОВАНИЯ УПРАВЛЕНИЯ

Управление ЗУР есть совокупность способов и устройств, действия которых обеспечивают полет по траектории наведения и уменьшение промаха. Проектирование управления ЗУР состоит в обосновании и выборе указанных способов и устройств и определении их расчетно-конструктивных параметров.

Содержание задачи проектирования управления ЗУР, рассматриваемой в настоящей главе, заключается в выделении и анализе факторов, влияющих на управление полетом ЗУР, их математическом представлении, выявлении взаимных связей в процессе управления, описании методологии выбора основных параметров, определяющих облик ЗУР и технические требования к устройствам управления.

Принципы построения управления ЗУР и их реализация в конкретных конструкциях определяют решение основной задачи ЗУР и ЗРК: эффективное поражение средств воздушного нападения.

В обобщенном виде степень совершенства управления ЗУР можно характеризовать двумя факторами: объемом информации о векторах состояния цели и ракеты и способом создания управляющих сил и моментов.

Первый фактор уместно назвать *уровнем информационности*, второй – *уровнем маневренности ЗУР*. Эти два фактора полностью определяют диапазон реализуемых ошибок наведения по заданным типам целей. В свою очередь, точность наведения диктует выбор боевого снаряжения, эффективность поражения целей и в сочетании с размерами зоны поражения и требованиями по боевому применению формируют облик ЗУР в целом.

От зарождения зенитных ракетных комплексов в начале 50-х гг. до наших дней реализуемые в ЗУР уровни информационности и маневренности диктовались противоборством со средствами воздушного нападения, объективно опережающими в своем развитии оборонительные

средства, и определялись развитием соответствующих отраслей ракетной техники.

Используя понятия уровней информационности и маневренности, можно выделить три периода в развитии управления ЗУР.

Первый период охватывает 50–60-е гг. Это период появления зенитных ракет и становления ЗРК как главного ударного звена противовоздушной обороны. Основными целями являлись малоскоростные самолеты, облик которых сформировался в годы Второй мировой войны.

В этот период радиолокатор сопровождения целей и наведения ракет служил единственным источником информации. Информационным центром являлся наземный (корабельный) комплекс управления, где обрабатывалась информация о векторах состояния цели и ракеты, вычислялись команды управления в соответствии с методами теленаведения и передавались по радиолинии на борт ЗУР.

От ЗУР требовалось обеспечить необходимую дальность и скорость полета, доставив в точку поражения весьма значительную по массе боевую часть. На борту ЗУР не вырабатывалась информация о цели для использования в интересах управления. Для создания сил и моментов использовался аэродинамический способ. Требования к маневренности ограничивались уровнем максимальных боковых ускорений, отслеживающих изменения скорости и высоты полета, требования к времени реакции ЗУР не предъявлялись. Реализуемый в управляемом полете сравнительно малый диапазон чисел М (от 1 до 3) в сочетании с аэродинамической схемой с хорошо развитыми, не ограниченными внешними габаритами крылом и оперением обеспечивали большую статическую устойчивость и требуемую балансировку на всех режимах полета. Сопряжение аэродинамической компоновки с системой управления не вызывало противоречий при проектировании. Достаточная статическая устойчивость и практическая линейность аэродинамических характеристик позволяли проектировать систему управления с большими запасами устойчивости и потому с меньшей степенью риска относительно неучтенных ситуаций, возникающих в полете.

Достаточным условием для того, чтобы ошибки наведения при перехвате малоскоростных и маломаневренных целей удерживались в допустимом диапазоне, весьма широком при большой массе боевой части, являлось превышение располагаемых перегрузок над потребными, определяемыми кинематикой метода теленаведения. Поэтому при выборе облика ЗУР и ее управления принимаемые решения не влекли за собой опасности возникновения кардинальных противоречий между эксплуатационными характеристиками ракеты и требованиями к управлению, а их последствия методологически достаточно легко просчитывались. В крайнем случае, на более поздних этапах рабочего проектирования и летных

испытаний возникающие несоответствия устранялись простейшей корректировкой коэффициентов усиления в системе управления, не требующей изменения конструкции ракеты.

В силу указанных особенностей, методология проектирования управления при выборе облика ЗУР в этот период ограничивалась контролем за статической устойчивостью и располагаемыми перегрузками. Выбор структуры и параметров системы стабилизации и контура телеуправления, анализ устойчивости производились независимо от выбора облика ЗУР на более позднем этапе технического проектирования, на предприятиях, разрабатывающих автопилоты и наземный (корабельный) комплекс управления.

Второй период развития управления ЗУР охватывает 70–80-е гг., когда в ответ на создание новых массовых средств воздушного нападения произошла «смена поколений» ЗРК и ЗУР, вызванная техническим прогрессом в ракетостроении.

В этот период создаются оптические и полуактивные радиолокационные головки самонаведения с массогабаритными параметрами, позволяющими разместить их на борту ЗУР.

Для ЗРК малой дальности информационным центром остается наземный комплекс управления, но объем информации по цели и ЗУР значительно увеличивается: измерения производятся в нескольких радиолокационных и оптических диапазонах. Уровень информационности ЗУР практически не повышается (используется телеуправление).

Появляются ЗРК ближнего действия (с дальностью до 3–5 км), построенные по принципу «выстрелил – забыл». Информация в этих ЗРК перераспределяется в пользу ЗУР. После пуска информация об относительном движении ЗУР и цели вырабатывается на борту ЗУР пассивными оптическими головками самонаведения.

Наибольшие изменения произошли в построении ЗРК и ЗУР средней и большой дальности. Происходит увеличение информационного уровня ЗУР за счет оснащения их полуактивными радиолокационными головками самонаведения и инерциальными системами управления. Наземный (корабельный) радиолокатор сохраняет функции определения векторов состояния цели (и, возможно, ЗУР) на значительной части траектории полета. На конечной фазе полета информация об относительном движении цели и ЗУР дополнительно вырабатывается полуактивной радиолокационной головкой самонаведения (ПРГС). Точность наведения определяется конечной фазой полета и зависит от точности информации и маневренности ЗУР.

Уровень маневренности ЗУР качественно не изменился, так как используется традиционный аэродинамический способ создания сил и моментов, хотя располагаемые перегрузки за счет увеличения скорости полета ЗУР возросли в 1,5–2 раза.

ЗУР 70–80-х гг. и их современные модификации представляют собой высокоскоростные ракеты, скомпонованные по бескрылой аэродинамической схеме или с крылом малого удлинения для компактного размещения в транспортно-пусковом контейнере. Ракеты обладают малой статической устойчивостью или статически неустойчивы, а аэродинамические характеристики существенно нелинейны по углу атаки. Маневрирование осуществляется за счет создания большого угла атаки корпуса, что затрудняет устойчивое управление при быстром изменении команды управления.

В то же время в условиях боевого применения, типовых для перехвата современных средств воздушного нападения (низколетящих, групповых, прикрытых помехами), когда достоверная информация проявляется непосредственно перед точкой встречи, решающим фактором, обеспечивающим точное наведение, является быстродействие и высокая маневренность управляемой ракеты.

В целом при создании ЗУР 70–80-х гг. выявилось, что решения, направленные на выполнение эксплуатационных требований и требований к управлению, в значительной мере противоречивы, и для преодоления этих противоречий необходимы большие усилия и существенные затраты. Отсюда естественное желание конструктора облегчить требования, предъявляемые к ракете и ее аппаратуре со стороны управления. Тем более, что эффект от конструкторского решения виден непосредственно, а последствия от ущемления интересов управления выявляются лишь на конечном этапе проектирования, т.е. при натурных испытаниях.

Таковы объективные обстоятельства, обусловившие в этот период переход к проектированию ЗУР и ее управления в едином процессе, позволяющем на этапе выбора облика ракеты сформировать облик управления и формулировать технические задания отраслевым разработчикам отдельных устройств, а на последующих этапах конструкторского проектирования своевременно оценивать допустимость изменений в конструкции ЗУР, влияющих на управление.

Современный (третий) период развития управления ЗУР начался в 90-х гг. в связи с тем, что к этому времени в средствах воздушного нападения преобладающей угрозой становится высокоточное оружие и оружие массового поражения: тактические и оперативно-тактические баллистические ракеты (ТБР и ОТБР), а также противокорабельные и авиационные ракеты, летящие на малых высотах.

Защита от такого оружия возможна лишь при инициировании взрыва или разрушении его фугасной, химической или бактериологической боевой нагрузки в полете, что происходит при прямом попадании ЗУР в цель или достаточно малом промахе. В противном случае, даже при разрушении планера от подрыва боевой части большой

массы, боевая нагрузка цели взрывается при падении, нанося ущерб обороняемому объекту.

Вторым фактором, определившим в 90-е годы новый подход к созданию ЗУР, явилось требование увеличения в 3–4 раза боекомплекта готовых к стрельбе ракет на пусковой установке для отражения массированного плотного налета, что возможно при соответствующем снижении стартовой массы ЗУР.

Кардинальное повышение точности наведения, снижение массы ЗУР с одновременным увеличением дальности и высоты поражения целей достигнуто за счет применения новых ключевых технологий, обеспечивших качественно более высокие уровни информационности и маневренности ЗУР благодаря прогрессу в создании малогабаритных активных радиолокационных головок самонаведения, бортовых инерциальных систем, бортовых компьютеров и ракетных двигателей управления.

Применение активной радиолокационной головки самонаведения (АРГС) или комбинированной радиолокационной и оптической головки самонаведения (КГС) в сочетании с инерциальной системой управления переместило информационный центр управления конечной фазой полета на борт ЗУР. Это позволило повысить точность информации о цели, используемой для управления. Появилась потенциальная возможность кинетического поражения цели путем прямого попадания. Превращение потенциальной возможности в высокоточное наведение обеспечивается режимом сверхманевренности ЗУР, который реализуется газодинамическим способом создания сил и моментов. Сверхманевренные ЗУР с газодинамическим управлением обладают временем реакции в 10–20 раз меньшим, а перегрузками на предельных высотах полета в 10–20 раз большими, чем ЗУР с традиционным аэродинамическим способом создания сил и моментов.

В результате применения новых ключевых технологий на борту ЗУР в единую управляющую систему объединяются информационные средства (активная радиолокационная или комбинированная головка самонаведения, инерциальная система управления), вычислительные средства (бортовые цифровые вычислительные машины), газодинамические и аэродинамические устройства управления. Задача управления решается на борту ЗУР, а радиолокатор ЗРК является источником информации о координатах и скорости цели (возможно, о координатах и скорости ЗУР на начальной фазе полета, предшествующей самонаведению), передаваемой на борт ЗУР по радиолинии.

Проектирование управления на всех этапах осуществляется разработчиком ЗУР, который определяет облик управления, основные выходные характеристики устройств и регламентирует их в технических заданиях для отраслевых разработчиков.

Таким образом, в 90-е гг. проектирование управления, особенно на этапе выбора облика ЗУР, превращается в важнейшую задачу, определяющую весь процесс создания ЗУР.

Проектирование управления ЗУР является сложной научно-технической задачей, относящейся к области ракетодинамики и управления. Методология решения этой задачи базируется на фундаментальных науках (математике, теоретической механике) и на прикладных науках (аэродинамике и аэромеханике, теории автоматического управления, имитационном моделировании, математической статистике).

Ни для одной из частных задач, относящихся к проектированию управления ЗУР, не существует точного аналитического решения, охватывающего всю область начальных условий и внешних воздействий. Методология проектирования управления ЗУР, опробованная успешной практикой ракетостроения и подтвержденная выдающимися достижениями в создании систем управления ЗУР, основывается на сочетании приближенных аналитических методов расчета основных параметров управления и математического моделирования полной задачи управления ЗУР. Математические модели управления ЗУР (ММУ ЗУР) моделируют движение ЗУР как тела с шестью степенями свободы с воспроизведением аэродинамических и газодинамических сил в полном соответствии с теоретическими и экспериментальными зависимостями. Алгоритмы управления и стабилизации реализуются в математической модели управления с максимальным приближением к их версиям в боевых программах.

В целом ММУ ЗУР воспроизводят управляемый полет ЗУР с момента старта до точки встречи с целью. Моделируются действия и процессы, происходящие в течение полета в наземных информационно-вычислительных средствах и в бортовой системе управления и стабилизации. Учет случайных производственных и эксплуатационных отклонений и флюктуационных шумов, а также ряда типов организованных помех позволяет с помощью ММУ получать статистическую оценку точности наведения и вероятности поражения цели.

Математическая модель управления включает в качестве варьируемых параметры и функции, определяющие управление ЗУР. Это дает возможность оценить влияние параметров как на частные критерии управления (маневренные и динамические характеристики ЗУР, переходные процессы в контуре управления), так и на высший иерархический критерий управления – точность наведения в ее статистических представлениях.

Оборотная сторона полноты и представительности математической модели управления – ее высокая размерность. Необходимость учета взаимного влияния большого числа параметров, определяющих облик управления ЗУР, приводит к лавинообразному увеличению объе-

ма моделирования. «Проклятие размерности» душит проектанта, когда инструментом исследования является полная модель управления ЗУР.

Второй объективно сдерживающий фактор, неизбежно возникающий при использовании любой сложной математической модели высокой размерности, – постоянное стремление быть уверенным в достоверности полученных результатов, т.е. в отсутствии крупной ошибки в программе. Неформальный закон программирования гласит, что в каждой сложной программе есть по крайней мере одна невыявленная ошибка. Искусство моделирования состоит в том, чтобы невыявленная ошибка не оказывала заметного влияния на результаты. Поэтому слепое доверие к результатам моделирования свидетельствует лишь о недостаточной квалификации исследователя. Нельзя «стоять на коленях» перед моделью, надо всегда иметь возможность предвидеть результаты, для чего, в дополнение к интуиции, необходимы приближенные методы на каждом уровне проектирования управления.

Невозможно переоценить значение приближенных аналитических методов, позволяющих назначить основные параметры управления на этапе выбора облика ЗУР, когда детальное математическое моделирование затруднительно или исключено, указать исходные параметры при моделировании и установить «диапазон достоверности» его результатов. Математическое моделирование – это в большой степени эксперимент, а, как утверждают физики, во всяком эксперименте наличие даже плохой теории лучше, чем отсутствие таковой вовсе.

Соединение приближенных аналитических методов расчета основных параметров управления с детальным моделированием с использованием полной математической модели управления составляет сущность методологии проектирования управления ЗУР.

Последовательность решения проектной задачи (проектирование управления) соответствует иерархической схеме, состоящей из понижающихся уровней, где каждый верхний (предыдущий) уровень имеет приоритет над следующим, нижним уровнем. При этом результаты решения проектной задачи на предыдущем уровне формируют требования к последующему нижнему уровню, а результаты нижнего уровня, в свою очередь, влияют на решение верхнего уровня и могут потребовать его корректировки. Такой подход позволяет решать проектные задачи на каждом уровне (т.е. для каждой подсистемы) не изолированно, а с учетом функционирования других взаимосвязанных подсистем и системы в целом, а потому носит название системного подхода.

Исходными для проектирования управления являются требования по уровню вероятности поражения заданных целей, дальности и высотам зоны поражения.

Дальность действия ЗУР во многом предопределяет подход к выбору способа управления (теленаведение, самонаведение, комбинированное управление).

Виды целей, их траектории полета и возможности противозенитного маневрирования, требуемый тип поражения служат важными факторами для выбора способа управления.

Дополнительным требованием, определяющим облик управления ЗУР, является тип старта (вертикальный или наклонный).

После того как сформированы требования к управлению на высшем иерархическом уровне, осуществляется переход к требуемой точности наведения. Этим завершается формирование совокупности исходных данных для проектирования управления ЗУР.

Первым этапом проектирования управления является выбор способа управления (теленаведение, комбинированный способ, самонаведение). Способ управления в сочетании с условиями перехвата определяет требования к маневренным характеристикам ЗУР: потребным и располагаемым перегрузкам и времени реакции. От требуемой маневренности зависит выбор способа создания сил и моментов: аэродинамический, газодинамический, комбинированный. Таким образом, на данном уровне, исходя из требований управления, формируется облик ЗУР: состав бортового оборудования, аэродинамическая компоновка, облик исполнительных устройств, создающих управляющие силы и моменты, последовательность управления по фазам полета.

На следующем уровне выбирается структура бортовой системы управления и проверяется совместимость аэродинамической компоновки ЗУР и требований по маневренности с требуемыми характеристиками исполнительных устройств с учетом ограничений по запасам устойчивости. Результатом данного уровня проектирования являются технические задания на разработку бортовых информационных устройств (головки самонаведения), бортовой системы управления, исполнительных устройств (рулевого привода, устройств газодинамического управления).

Выстроенная последовательность уровней проектирования характерна как для начального этапа проектирования – выбора облика ЗУР, так и для последующего этапа технического проектирования. Различие между этапами состоит в преобладании приближенных аналитических методов на этапе выбора облика и методов математического моделирования на этапе технического проектирования.

Проектирование управления и изучение проектирования управления – процессы не адекватные. Если процесс проектирования объективно протекает от общего к частному (от идеи к реализации), то процесс изучения выстраивается в обратном направлении: от частного к общему.

Изложение материала в настоящей главе там, где это не противоречит задаче изучения, следует иерархическому системному принципу проектирования, но в целом приоритет при изложении материала отдан изучению предмета. В главе содержится последовательное, полное и взаимосвязанное представление уравнений математической модели управления ЗУР (ММУ ЗУР). Наряду с этим приведены аналитические методы расчета, позволяющие определить основные параметры управления на этапе выбора облика ЗУР и на дальнейших этапах проектирования.

6.2. УРАВНЕНИЯ ДВИЖЕНИЯ ЗУР

6.2.1. Системы координат

Для анализа движения ЗУР используются три декартовы системы координат: инерциальная система координат (ИСК); связанная система координат (ССК); антенная система координат (АСК).

Указанные три системы координат позволяют представить систему уравнений динамики, описывающую движение ЗУР как тела с шестью степенями свободы, и систему кинематических уравнений, описывающую взаимное положение центра масс ЗУР и центра масс цели.

Инерциальная система координат (ИСК) имеет начало в центре масс ЗУР при ее расположении на пусковом устройстве.

Ось $OX_{и}$ *лежит в горизонтальной плоскости*, направлена в сторону цели и в начальный момент параллельна проекции скорости цели на горизонтальную плоскость. В частном случае, если в начальный момент времени проекция скорости цели на горизонтальную плоскость обращается в нуль, ось $OX_{и}$ проходит через проекцию центра масс цели на горизонтальную плоскость, ось $OY_{и}$ направлена вертикально вверх, ось $OZ_{и}$ образует правую систему координат.

Связанная система координат (ССК) имеет начало в центре масс ракеты. Ось $OX_{св}$ направлена по продольной оси ракеты, оси $OY_{св}$, $OZ_{св}$ ориентированы по плоскостям рулей, образуя правую систему координат (рис. 6.1). Направление осей ССК образуется из направлений ИСК тремя последовательными вращениями на углы тангажа (υ), курса (ψ) и крена (γ) (рис. 6.2).

Переход от ИСК к ССК тремя последовательными вращениями представим в следующей условной записи:

$$x_{и} y_{и} z_{и} \xrightarrow[C]{\upsilon,\, \psi,\, \gamma} x_{св} y_{св} z_{св}.$$

Здесь C – матрица, образованная направляющими косинусами ССК относительно ИСК:

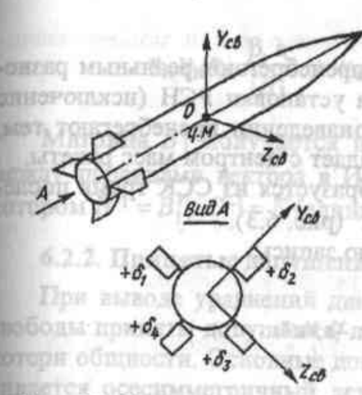


Рис. 6.1 Ориентация связанной системы координат

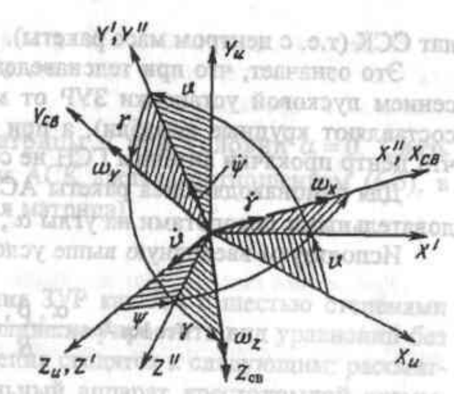


Рис. 6.2. Переход от инерциальной системы координат к связанной системе координат

$$C = \begin{vmatrix} \cos\upsilon\cos\psi & \cos\upsilon\sin\psi\sin\gamma - \sin\upsilon\cos\gamma & \cos\upsilon\sin\psi\cos\gamma + \sin\upsilon\sin\gamma \\ \sin\upsilon\cos\psi & \sin\upsilon\sin\psi\sin\gamma + \cos\upsilon\cos\gamma & \sin\upsilon\sin\psi\cos\gamma - \cos\upsilon\sin\gamma \\ -\sin\psi & \cos\psi\sin\gamma & \cos\psi\cos\gamma \end{vmatrix}. \quad (6.1)$$

Проекции вектора в ИСК связаны с его проекциями в ССК соотношением

$$\begin{vmatrix} x_{и} \\ y_{и} \\ z_{и} \end{vmatrix} = C \begin{vmatrix} x_{св} \\ y_{св} \\ z_{св} \end{vmatrix}. \quad (6.2)$$

Антенная система координат (АСК) связана с информационным устройством системы управления ЗУР: при использовании в качестве способа управления ЗУР телеуправления им является радиолокатор сопровождения и наведения (РСН) цели и ЗУР, а при использовании самонаведения им является бортовая головка самонаведения (ГСН). В первом случае полагаем, что начало координат АСК совпадает с началом координат ИСК, а во втором случае полагаем, что начало координат АСК совпадает с началом коорди-

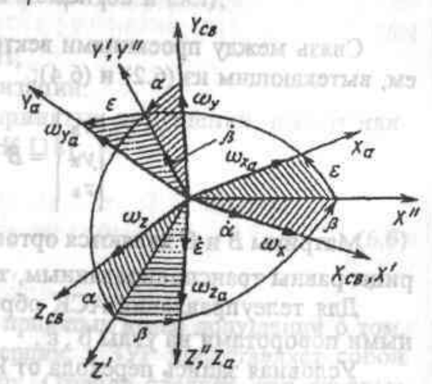


Рис. 6.3. Переход от связанной системы координат к антенной системе координат

нат ССК (т.е. с центром масс ракеты).

Это означает, что при теленаведении пренебрегают реальным разнесением пусковой установки ЗУР от места установки РСН (исключение составляют крупные корабли), а при самонаведении пренебрегают тем, что центр прокачки антенны ГСН не совпадает с центром масс ракеты.

Для самонаводящейся ракеты АСК образуется из ССК тремя последовательными поворотами на углы α, β, ε (рис. 6.3).

Используем введенную выше условную запись:

$$x_{\text{св}}\, y_{\text{св}}\, z_{\text{св}} \xrightarrow[B]{\alpha,\ \beta,\ \varepsilon} x_{\text{а}}\, y_{\text{а}}\, z_{\text{а}}\,.$$

Матрица B имеет вид

$$B=\begin{vmatrix} \cos\beta\cos\varepsilon & -\cos\beta\sin\varepsilon & \sin\beta \\ \cos\alpha\sin\varepsilon+\sin\alpha\sin\beta\cos\varepsilon & \cos\alpha\cos\varepsilon-\sin\alpha\sin\beta\sin\varepsilon & -\sin\alpha\cos\beta \\ \sin\alpha\sin\varepsilon-\cos\alpha\sin\beta\cos\varepsilon & \sin\alpha\cos\varepsilon+\cos\alpha\sin\beta\sin\varepsilon & \cos\alpha\cos\beta \end{vmatrix}. \tag{6.3}$$

Проекции вектора в АСК связаны с его проекциями в ССК соотношением

$$\begin{vmatrix} x_{\text{а}} \\ y_{\text{а}} \\ z_{\text{а}} \end{vmatrix} = B^{-1} \begin{vmatrix} x_{\text{св}} \\ y_{\text{св}} \\ z_{\text{св}} \end{vmatrix}. \tag{6.4}$$

Связь между проекциями вектора в ИСК и АСК дается соотношением, вытекающим из (6.2) и (6.4):

$$\begin{vmatrix} x_{\text{а}} \\ y_{\text{а}} \\ z_{\text{а}} \end{vmatrix} = B^{-1}C^{-1} \begin{vmatrix} x_{\text{и}} \\ y_{\text{и}} \\ z_{\text{и}} \end{vmatrix}. \tag{6.5}$$

Матрицы B и C являются ортогональными, поэтому их обратные матрицы равны транспонированным, т.е. $C^{-1}=C^{T}$, $B^{-1}=B^{T}$.

Для телеуправления АСК образуется из ИСК двумя последовательными поворотами на углы β, ε.

Условная запись перехода от ИСК к АСК для телеуправления выглядит следующим образом:

$$x_{\text{и}}\, y_{\text{и}}\, z_{\text{и}} \xrightarrow[B_1]{\beta,\ \varepsilon} x_{\text{а}}\, y_{\text{а}}\, z_{\text{а}}\,.$$

Матрица B_1 получается из матрицы B при условии $\alpha=0$. Связь между проекциями вектора в ИСК и АСК дается соотношением (6.5), в котором $B^{-1}=B_1^{T}$, $C^{-1}=E$ (единичная матрица).

6.2.2. Принятые допущения

При выводе уравнений движения ЗУР как ЛА с шестью степенями свободы приняты допущения, позволившие упростить вид уравнений без потери общности. Основные допущения сводятся к следующим: рассматривается осесимметричный летательный аппарат крестокрылой схемы; оси ССК являются главными осями инерции; не учитывается вращение Земли, поэтому опущены соответствующие составляющие кориолисова ускорения; не учитывается изменение вектора гравитационного ускорения относительно ИСК; пренебрегают относительной скоростью центра масс в ССК. Допущения, не учитывающие вращение Земли и изменение вектора гравитационного ускорения, основываются на относительно небольшой дальности полета ЗУР, составляющей максимально десятки (иногда сотни) километров и значительно уступающей дальности полета баллистических ракет, составляющей тысячи километров.

6.2.3. Основные группы уравнений

Уравнения, описывающие наведение управляемой ракеты на цель, можно разделить на следующие группы:

- уравнения движения (уравнения моментов и сил);
- уравнения кинематики;
- уравнения движения РСН и ГСН;
- уравнения управления и стабилизации.

Уравнения моментов, с учетом принятых допущений, имеют наиболее простой вид в проекциях на ССК [18]:

$$\begin{aligned} &I_x\,\dot{\omega}_x = M_x\,; \\ &I_z\,\dot{\omega}_y - (I_z - I_x)\,\omega_x\,\omega_z = M_y\,; \\ &I_z\,\dot{\omega}_z + (I_z - I_x)\,\omega_x\,\omega_y = M_z\,. \end{aligned} \tag{6.6}$$

Уравнения (6.6) записаны с учетом принятых выше допущений о том, что ССК являются главными осями инерции, а ЗУР представляет собой осесимметричный летательный аппарат. Отсюда следует, что главные моменты инерции относительно поперечных осей равны $(I_y = I_z)$.

В (6.6) приняты следующие обозначения.

Вектор абсолютной угловой скорости ракеты $\bar{\omega}$ и момент внешних сил $\bar{M}$, действующих на ракету относительно центра масс, представлены в проекциях на ССК:

$$\bar{\omega} = \begin{vmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{vmatrix}, \quad \bar{M} = \begin{vmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{vmatrix}. \qquad (6.7)$$

Уравнения сил удобно записать в проекциях на ИСК

$$\begin{aligned} \dot{V}_{\text{р}\,x_\text{н}} &= \frac{F_{x_\text{н}}}{m}; \\ \dot{V}_{\text{р}\,y_\text{н}} &= \frac{F_{y_\text{н}}}{m} - g; \\ \dot{V}_{\text{р}\,z_\text{н}} &= \frac{F_{z_\text{н}}}{m}; \end{aligned} \qquad (6.8)$$

$$\begin{aligned} \dot{x}_{\text{рн}} &= V_{\text{р}\,x_\text{н}}; \\ \dot{y}_{\text{рн}} &= V_{\text{р}\,y_\text{н}}; \\ \dot{z}_{\text{рн}} &= V_{\text{р}\,z_\text{н}}. \end{aligned} \qquad (6.9)$$

Уравнения (6.8) записаны с учетом принятых выше допущений о неизменности вектора гравитационного ускорения в ИСК и неучете кориолисова ускорения. Вектор дальности до ракеты $\bar{r}_\text{р}$, вектор скорости ракеты $\bar{V}_\text{р}$ и вектор $\bar{F}$ внешних аэродинамических и газодинамических сил, действующих на ракету, представлены в проекциях на ИСК:

$$\bar{r}_\text{р} = \begin{vmatrix} x_{\text{рн}} \\ y_{\text{рн}} \\ z_{\text{рн}} \end{vmatrix}; \quad \bar{V}_\text{р} = \begin{vmatrix} V_{\text{р}\,x_\text{н}} \\ V_{\text{р}\,y_\text{н}} \\ V_{\text{р}\,z_\text{н}} \end{vmatrix}; \quad \bar{F} = \begin{vmatrix} F_{x_\text{н}} \\ F_{y_\text{н}} \\ F_{z_\text{н}} \end{vmatrix}; \quad \begin{vmatrix} F_{x_\text{н}} \\ F_{y_\text{н}} \\ F_{z_\text{н}} \end{vmatrix} = C \begin{vmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{vmatrix}. \qquad (6.10)$$

В уравнениях (6.8): m – масса ракеты; g – гравитационно е ускорение; $[F_x, F_y, F_z]$ – проекции вектора внешних сил на ССК (приведены в разделе 6.5).

Уравнения кинематики определяют углы, связывающие системы координат и входящие в матрицы B (6.3) и C (6.1), и угловые скорости в абсолютном, переносном и относительном движении. Вектор абсолютной угловой скорости ракеты $\bar{\omega}$ может быть представлен как векторная сумма трех угловых скоростей, возникающих при переходе из ИСК в ССК тремя последовательными вращениями (см. рис. 6.2):

$$\bar{\omega} = \bar{\dot{\upsilon}} + \bar{\dot{\psi}} + \bar{\dot{\gamma}} \qquad (6.11)$$

или в проекциях на ССК:

$$\begin{aligned} \omega_x &= \dot{\gamma} - \dot{\upsilon}\sin\psi; \\ \omega_y &= \dot{\psi}\cos\gamma + \dot{\upsilon}\cos\psi \cdot \sin\gamma; \\ \omega_z &= -\dot{\psi}\sin\gamma + \dot{\upsilon}\cos\psi \cdot \cos\gamma. \end{aligned} \qquad (6.12)$$

Из (6.12) получаются дифференциальные уравнения для углов Эйлера υ, ψ, γ:

$$\dot{\upsilon} = \frac{1}{\cos\psi}\left(\omega_y \sin\gamma + \omega_z \cos\gamma\right); \qquad (6.13)$$

$$\dot{\psi} = \omega_y \cos\gamma - \omega_z \sin\gamma; \qquad (6.14)$$

$$\dot{\gamma} = \omega_x + \mathrm{tg}\psi\left(\omega_y \sin\gamma + \omega_z \cos\gamma\right). \qquad (6.15)$$

Уравнения (6.13), (6.15) имеют особую точку при угле курса, равном $\frac{\pi}{2} \pm \pi \cdot n$.

Этой особенности можно избежать, если направляющие косинусы для углов тангажа, курса и крена вычислять через кватернионы. В этом случае вместо (6.11)–(6.15) используются уравнения определения параметров Родрига – Гамильтона (6.11*)–(6.15*):

$$\begin{aligned} \dot{l}_0 &= -0{,}5\left(l_1\omega_x + l_2\omega_y + l_3\omega_z\right); \\ \dot{l}_1 &= 0{,}5\left(l_0\omega_x - l_3\omega_y + l_2\omega_z\right); \\ \dot{l}_2 &= 0{,}5\left(l_3\omega_x + l_0\omega_y - l_1\omega_z\right); \\ \dot{l}_3 &= 0{,}5\left(l_1\omega_y - l_2\omega_x + l_0\omega_z\right). \end{aligned} \qquad (6.11^*)$$

В качестве начальных условий при интегрировании уравнений (6.11*) принимаются следующие значения:

$$l_0=\frac{p_0}{p_\Sigma};\ l_1=\frac{p_1}{p_\Sigma};\ l_2=\frac{p_2}{p_\Sigma};\ l_3=\frac{p_3}{p_\Sigma};$$

$$p_0=\cos\frac{\upsilon}{2}\cos\frac{\psi}{2}\cos\frac{\gamma}{2}+\sin\frac{\upsilon}{2}\sin\frac{\psi}{2}\sin\frac{\gamma}{2};$$

$$p_1=\cos\frac{\upsilon}{2}\cos\frac{\psi}{2}\sin\frac{\gamma}{2}-\sin\frac{\upsilon}{2}\sin\frac{\psi}{2}\cos\frac{\gamma}{2}; \qquad (6.12^*)$$

$$p_2=\cos\frac{\upsilon}{2}\sin\frac{\psi}{2}\cos\frac{\gamma}{2}+\sin\frac{\upsilon}{2}\cos\frac{\psi}{2}\sin\frac{\gamma}{2};$$

$$p_3=\sin\frac{\upsilon}{2}\cos\frac{\psi}{2}\cos\frac{\gamma}{2}-\cos\frac{\upsilon}{2}\sin\frac{\psi}{2}\sin\frac{\gamma}{2};$$

$$p_\Sigma=\sqrt{p_0^2+p_1^2+p_2^2+p_3^2}.$$

Матрица C вместо (6.1) принимает в данном случае вид

$$C=\begin{vmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} \\ C_{21} & C_{22} & C_{23} \\ C_{31} & C_{32} & C_{33} \end{vmatrix}, \qquad (6.13^*)$$

где коэффициенты матрицы определяются через параметры Родрига – Гамильтона:

$$C_{11}=2l_0^2+2l_1^2-1;\ C_{12}=2\left(l_1l_2-l_0l_3\right);\ C_{13}=2\left(l_1l_3+l_0l_2\right);$$

$$C_{21}=2\left(l_1l_2+l_0l_3\right);\ C_{22}=2l_0^2+2l_2^2-1;\ C_{23}=2\left(l_2l_3-l_0l_1\right); \qquad (6.14^*)$$

$$C_{31}=2\left(l_1l_3-l_0l_2\right);\ C_{32}=2\left(l_2l_3+l_0l_1\right);\ C_{33}=2l_0^2+2l_3^2-1.$$

Непосредственно значения углов тангажа, курса и крена не используются в уравнениях движения ЗУР. Углы тангажа, курса и крена (в областях, где нет особой точки) могут вычисляться по соотношениям:

$$\upsilon=\arcsin C_{21};\ \psi=-\operatorname{arctg}\frac{C_{31}}{C_{11}};\ \gamma=-\operatorname{arctg}\frac{C_{23}}{C_{22}}. \qquad (6.15^*)$$

Для углов α, β, ε, определяющих матрицу B, связывающую АСК и ССК (см. рис. 6.3), воспользуемся уравнением, связывающим абсолютную угловую скорость вращения АСК $\bar\omega_а$ с угловой скоростью ССК $\bar\omega$, которую можно рассматривать как переносную угловую скорость, и относительной угловой скоростью $\bar\omega_r$:

$$\bar\omega_а=\bar\omega+\bar\omega_r. \qquad (6.16)$$

Относительной угловой скоростью является сумма трех векторных вращений в соответствии с принятой последовательностью поворотов (см. рис. 6.3):

$$\bar\omega_r=\dot{\bar\alpha}+\dot{\bar\beta}+\dot{\bar\varepsilon}. \qquad (6.17)$$

Вектор угловой скорости антенной системы координат в проекциях на АСК имеет вид

$$\bar\omega_а=\begin{vmatrix}\omega_{x_а}\\ \omega_{y_а}\\ \omega_{z_а}\end{vmatrix}. \qquad (6.18)$$

Проектируя (6.16),(6.17) последовательно на оси $OZ_а$, $OY_а$, OX'' (см. рис. 6.3), получаем следующие кинематические уравнения для головки самонаведения, у которой антенна размещается на кардане, обеспечивающем поворот антенны на два угла при слежении за целью (β, ε):

$$\dot\varepsilon=\omega_{z_а}+\omega_y\cdot\sin\alpha_о\cdot\cos\beta-\omega_z\cos\alpha_о\cdot\cos\beta-\omega_x\sin\beta;$$

$$\dot\beta=\frac{1}{\cos\varepsilon}\,\omega_{y_а}-\omega_y\cdot\cos\alpha_о+\omega_x\cos\beta\cdot\operatorname{tg}\varepsilon; \qquad (6.19)$$

$$\omega_{x_а}=\frac{1}{\cos\varepsilon}\left(\omega_x\cos\beta-\omega_z\cos\alpha_о\cdot\sin\beta+\omega_y\sin\alpha_о\cdot\sin\beta\right).$$

В уравнениях (6.19) АСК развернута относительно ССК на постоянный угол $\alpha_о$.

Кинематические уравнения остается дополнить уравнениями, определяющими направление радиуса-вектора цели в АСК.

Введем вектор дальности до цели $r_ц$, определив его в проекциях на ИСК:

$$\bar r_ц=\begin{vmatrix}x_{ци}\\ y_{ци}\\ z_{ци}\end{vmatrix}. \qquad (6.20)$$

Вектор относительной дальности между целью и ракетой $\Delta\bar r$, или, что то же самое, радиус-вектор цели в АСК определится соотношением

$$\Delta\bar r=\bar r_ц-\bar r_р \qquad (6.21)$$

или в проекциях на ИСК:

$$\Delta\bar{r} = \begin{vmatrix} x_{\text{ци}} - x_{\text{рн}} \\ y_{\text{ци}} - y_{\text{рн}} \\ z_{\text{ци}} - z_{\text{рн}} \end{vmatrix} = \begin{vmatrix} \Delta x_{\text{н}} \\ \Delta y_{\text{н}} \\ \Delta z_{\text{н}} \end{vmatrix}. \qquad (6.22)$$

Проекции вектора $\Delta\bar{r}$ в АСК определяются согласно (6.5);

$$\begin{vmatrix} \Delta x_{\text{а}} \\ \Delta y_{\text{а}} \\ \Delta z_{\text{а}} \end{vmatrix} = B^T \cdot C^T \begin{vmatrix} \Delta x_{\text{н}} \\ \Delta y_{\text{н}} \\ \Delta z_{\text{н}} \end{vmatrix}. \qquad (6.23)$$

Направление радиуса-вектора цели в АСК определяется углами $\Delta\varepsilon$, $\Delta\beta$ (рис. 6.4):

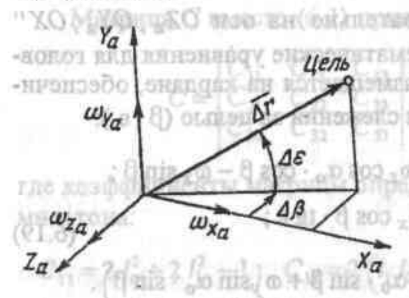


Рис. 6.4. Ориентация радиуса-вектора цели в АСК

$$\operatorname{tg}\Delta\varepsilon = \frac{\Delta y_{\text{а}}}{\sqrt{\Delta x_{\text{а}}^2 + \Delta z_{\text{а}}^2}}; \qquad \operatorname{tg}\Delta\beta = -\frac{\Delta z_{\text{а}}}{\Delta x_{\text{а}}}. \qquad (6.24)$$

Для телеуправляемой ракеты информация для вычисления команд управления вырабатывается наземным (или корабельным) радиолокатором сопровождения и наведения, осуществляющим измерение угловых координат ракеты и цели, а также дальности до ракеты и до цели. Угловые координаты цели в ИСК определяются кинематическими соотношениями:

$$\operatorname{tg}\varepsilon_{\text{ц}} = \frac{y_{\text{ци}}}{\sqrt{x_{\text{ци}}^2 + z_{\text{ци}}^2}}; \qquad \operatorname{tg}\beta_{\text{ц}} = -\frac{z_{\text{ци}}}{x_{\text{ци}}}. \qquad (6.25)$$

Кинематические уравнения для угла атаки. Угол атаки корпуса ракеты определяется как угол между продольной осью ракеты $OX_{\text{св}}$ и обращенным вектором скорости набегающего потока. Обращенный вектор скорости набегающего потока $\bar{V}_{\text{п}}$ (далее просто вектор скорости потока) определяется как сумма абсолютного вектора скорости ракеты $\bar{V}_{\text{р}}$ и вектора скорости ветрового потока $\bar{W}$:

$$\bar{V}_{\text{п}} = \bar{V}_{\text{р}} + \bar{W}. \qquad (6.26)$$

Проекции вектора скорости потока $\bar{V}_{\text{п}}$ на ССК через соответствующие проекции в ИСК определяются соотношениями:

$$\begin{vmatrix} V_{\text{п}\,x_{\text{св}}} \\ V_{\text{п}\,y_{\text{св}}} \\ V_{\text{п}\,z_{\text{св}}} \end{vmatrix} = C^T \begin{vmatrix} V_{\text{р}\,x_{\text{н}}} + W_{x_{\text{н}}} \\ V_{\text{р}\,y_{\text{н}}} + W_{y_{\text{н}}} \\ V_{\text{р}\,z_{\text{н}}} + W_{z_{\text{н}}} \end{vmatrix}. \qquad (6.27)$$

Угол атаки корпуса ракеты согласно данному выше определению вычисляется по следующим соотношениям (рис. 6.5):

$$V_{\text{п}} = \sqrt{V_{\text{п}\,x_{\text{св}}}^2 + V_{\text{п}\,y_{\text{св}}}^2 + V_{\text{п}\,z_{\text{св}}}^2}; \qquad (6.28)$$

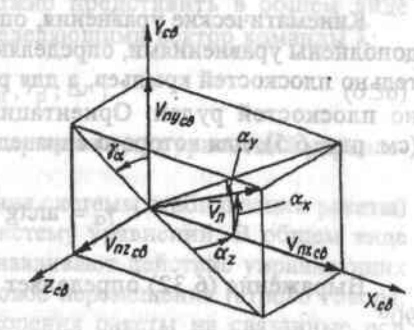


Рис. 6.5. Определение углов атаки α_y, α_z, α_κ и угла ориентации γ_α

$$\alpha_\kappa = \begin{cases} \arcsin\dfrac{\sqrt{V_{\text{п}\,y_{\text{св}}}^2 + V_{\text{п}\,z_{\text{св}}}^2}}{V_{\text{п}}}, & \text{если } V_{\text{п}\,x_{\text{св}}} \ge 0; \\ \pi - \arcsin\dfrac{\sqrt{V_{\text{п}\,y_{\text{св}}}^2 + V_{\text{п}\,z_{\text{св}}}^2}}{V_{\text{п}}}, & \text{если } V_{\text{п}\,x_{\text{св}}} < 0. \end{cases} \qquad (6.29)$$

Углы атаки в плоскостях $X_{\text{св}}OY_{\text{св}}(\alpha_y)$, $X_{\text{св}}OZ_{\text{св}}(\alpha_z)$ вычисляются следующим образом:

$$\alpha_y = \begin{cases} -\arcsin\dfrac{V_{\text{п}\,y_{\text{св}}}}{\sqrt{V_{\text{п}\,x_{\text{св}}}^2 + V_{\text{п}\,y_{\text{св}}}^2}}, & \text{если } V_{\text{п}\,x_{\text{св}}} \ge 0; \\ -\pi \cdot \operatorname{sign} V_{\text{п}\,y_{\text{св}}} + \arcsin\dfrac{V_{\text{п}\,y_{\text{св}}}}{\sqrt{V_{\text{п}\,x_{\text{св}}}^2 + V_{\text{п}\,y_{\text{св}}}^2}}, & \text{если } V_{\text{п}\,x_{\text{св}}} < 0; \end{cases} \qquad (6.30)$$

$$\alpha_z = \begin{cases} -\arcsin\dfrac{V_{\text{п}\,z_{\text{св}}}}{\sqrt{V_{\text{п}\,x_{\text{св}}}^2 + V_{\text{п}\,z_{\text{св}}}^2}}, & \text{если } V_{\text{п}\,x_{\text{св}}} \ge 0; \\ -\pi \cdot \operatorname{sign} V_{\text{п}\,z_{\text{св}}} + \arcsin\dfrac{V_{\text{п}\,z_{\text{св}}}}{\sqrt{V_{\text{п}\,x_{\text{св}}}^2 + V_{\text{п}\,z_{\text{св}}}^2}}, & \text{если } V_{\text{п}\,x_{\text{св}}} < 0. \end{cases} \qquad (6.31)$$

Соотношения (6.29), (6.30), (6.31) определяют угол атаки корпуса ракеты в диапазоне от 0 до 180°, соответственно углы атаки α_y, α_z в диапазоне ±180°, т.е. учитывается возможность «обратного» обтекания

ракеты. Этот случай может возникнуть при старте с движущихся носителей.

Кинематические уравнения, определяющие угол атаки, должны быть дополнены уравнениями, определяющими ориентацию угла атаки относительно плоскостей крыльев, а для ракеты бескрылой схемы – относительно плоскостей рулей. Ориентация угла атаки определяется углом γ_α (см. рис. 6.5), для которого справедливо следующее соотношение:

$$\gamma_\alpha = \operatorname{arctg}\left|\frac{V_{\text{п}\, z_{\text{св}}}}{V_{\text{п}\, y_{\text{св}}}}\right|. \qquad (6.32)$$

Выражение (6.32) определяет угол ориентации в диапазоне от 0 до 90°.

Уравнения движения для антенны РСН и ГСН. Измеренные РСН угловые координаты цели ε, β, определяющие ориентацию АСК относительно ИСК, связаны с кинематическими угловыми координатами цели $\varepsilon_{\text{ц}}$, $\beta_{\text{ц}}$ уравнениями движения антенны РСН, которые в общем виде можно представить соотношениями:

$$\varepsilon = f(\varepsilon_{\text{ц}}),\ \beta = f(\beta_{\text{ц}}). \qquad (6.33)$$

В разделе 6.4.4 даны развернутые выражения для уравнений движения РСН (уравнения (6.91)).

Уравнения движения для головки самонаведения связывают угловые отклонения равносигнальной линии антенны от направления на цель (углы $\Delta\varepsilon$, $\Delta\beta$) с проекциями угловой скорости антенны на АСК. Уравнения движения ГСН можно представить в общем виде выражением

$$\omega_{y_{\text{а}}} = f(\Delta\varepsilon),\ \omega_{z_{\text{а}}} = f(\Delta\beta). \qquad (6.34)$$

В разделе 6.4.4 даны развернутые выражения для уравнений движения ГСН (уравнения (6.96)).

Уравнения управления. Величины $\Delta\varepsilon$, $\Delta\beta$, $\omega_{y_{\text{а}}}$, $\omega_{z_{\text{а}}}$ являются входными для уравнений управления при самонаведении, которые можно представить в общем виде функциональной зависимостью, определяющей вектор команды $\bar{\lambda}$:

$$\bar{\lambda} = f(\Delta\varepsilon, \Delta\beta, \omega_{y_{\text{а}}}, \omega_{z_{\text{а}}}, \Delta r). \qquad (6.35)$$

В разделе 6.4.4 даны развернутые выражения для уравнений управления при самонаведении.

Величины ε, β, $r_{\text{ц}}$, $r_{\text{р}}$, Δr являются входными для уравнений управления при теленаведении, которые можно представить в общем виде функциональными зависимостями, определяющими вектор команды $\bar{\lambda}$:

$$\bar{\lambda} = f(\varepsilon, \beta, r_{\text{ц}}, r_{\text{р}}, \Delta r). \qquad (6.36)$$

В разделе 6.4.4 даны развернутые выражения для уравнений управления при теленаведении.

Уравнения стабилизации (уравнения системы стабилизации ракеты) необходимо ввести, чтобы замкнуть систему уравнений. В общем виде уравнения системы стабилизации устанавливают действие управляющих устройств ракеты, вызывающих ее боковое перемещение (строго говоря, вызывающих появление проекций ускорения ракеты на связанные оси $OY_{\text{св}}$, $OZ_{\text{св}}$). В разделе 6.6 подробно рассмотрены способы создания сил и моментов для управления полетом. Если обозначить вектор команды, поступающей на вход управляющих устройств ЗУР, через $\bar{\sigma}$, то уравнение стабилизации в общем виде запишется как функция вектора команды управления $\bar{\lambda}$ и фазовых координат ракеты: вектора ускорения $\bar{W}$ и вектора угловой скорости $\bar{\omega}$:

$$\bar{\sigma} = f(\bar{\lambda}, \bar{W}, \bar{\omega}). \qquad (6.37)$$

В разделе 6.7 уравнение (6.37) конкретизировано для различных структур системы стабилизации ракеты.

6.3. УРАВНЕНИЯ ДВИЖЕНИЯ ЦЕЛИ

6.3.1. Принятые допущения и уравнения движения

При проектировании ЗУР в задачах, связанных с исследованием наведения управляемой ракеты на цель, рассматривается движение цели как тела с тремя степенями свободы. Это означает, что рассматривается движение центра масс цели и не рассматривается вращение цели относительно центра масс. Такое представление вполне достаточно для того, чтобы исследовать траекторное движение цели с учетом важнейших видов ее маневра.

Определим вектор скорости цели в ИСК его модулем $V_{\text{ц}}$ и двумя углами $\varphi_{\text{ц}}$, $\theta_{\text{ц}}$ так, что проекции вектора скорости цели на ИСК описываются соотношениями:

$$\begin{aligned} \dot{x}_{\text{ци}} &= -V_{\text{ц}} \cdot \cos\varphi_{\text{ц}} \cdot \cos\theta_{\text{ц}}; \\ \dot{y}_{\text{ци}} &= V_{\text{ц}} \cdot \cos\varphi_{\text{ц}} \cdot \sin\theta_{\text{ц}}; \\ \dot{z}_{\text{ци}} &= V_{\text{ц}} \cdot \sin\varphi_{\text{ц}} \cdot \cos\theta_{\text{ц}}. \end{aligned} \qquad (6.38)$$

Предоставим цели возможность маневрировать, определив три составляющие ускорения цели относительно ее вектора скорости:

$$\dot{V}_{ц} = W_{цx}\,;\quad \dot{\theta}_{ц} = \frac{W_{цy}}{V_{ц}}\,;\quad \dot{\varphi}_{ц} = \frac{W_{цz}}{V_{ц}}. \qquad (6.39)$$

6.3.2. Виды маневров цели

Виды маневров цели определяются заданием составляющих ускорений цели как явных функций времени:

$$W_{цx} = W_{цx}(t)\,;\ W_{цy} = W_{цy}(t)\,;\ W_{цz} = W_{цz}(t)\,. \qquad (6.40)$$

Типовыми видами маневра цели, которые обычно входят как часть технического задания на разработку ЗУР, являются следующие:

Односторонний маневр обычно применяют пилотируемые цели для уклонения от ЗУР. Односторонний маневр представляет собой маневр цели в одной плоскости. Время начала маневра $t_{н.м}$ и его максимальная длительность $\tau_{м\,max}$ могут варьироваться. Обычно максимальная длительность маневра наряду с перегрузкой цели n_y указываются в техническом задании, а начало маневра выбирается таким образом, чтобы цель начинала маневрировать за $\tau_м$ до момента встречи с ЗУР и маневр длился до точки встречи. Уравнение для ускорения в случае горизонтального одностороннего маневра записывается в виде

$$W_{цz} = \begin{cases} 0 & \text{при } t \le t_{н.м}\,; \\ n_{ц} g & \text{при } t_{н.м} < t \le t_{н.м} + \tau_{max}\,; \\ 0 & \text{при } t_{н.м} + \tau_{max} \le t\,. \end{cases} \qquad (6.41)$$

Аналогично выглядят уравнения для вертикальной составляющей ускорения цели в случае одностороннего вертикального маневра. Значение перегрузки для современных истребителей может достигать 9.

Горизонтальная «змейка» как вид противозенитного маневра используется противокорабельными ракетами (ПКР), летящими на предельно низкой высоте (5–50 м). В техническом задании указывается максимальная перегрузка цели $n_ц$ и период «змейки» $T_ц$. Уравнения для горизонтального ускорения для маневра горизонтальная «змейка» имеют следующий вид:

$$W_{цz} = \begin{cases} 0 & \text{при } t \le t_{н.м}\,; \\ n_{ц} g \cdot \cos \omega_{ц} t & \text{при } t_{н.м} < t \le t_{н.м} + \tau_м\,; \\ 0 & \text{при } t_{н.м} + \tau_м \le t\,. \end{cases} \qquad (6.42)$$

Круговая частота маневра $\omega_ц$ связана с периодом маневра соотношением

$$\omega_{ц} = \frac{2\pi}{T_{ц}}. \qquad (6.43)$$

Значение перегрузки для ПКР достигает 10–15, а период «змейки» $T_ц$ составляет 3–6 с.

Пространственная бочка. Рассмотренные выше противозенитные маневры совершаются в одной плоскости. Более тяжелые условия для наведения ЗУР реализуются в случае, когда цель совершает пространственный маневр. Таким видом маневра является маневр «пространственная бочка», или, иначе, геликоидальный маневр. В американской технической литературе его называют «высокоманевренной бочкой» (high-g-barrel).

Для выполнения «пространственной бочки» цель создает в вертикальной и горизонтальной плоскостях ускорения, меняющиеся по гармоническому закону и сдвинутые друг относительно друга на 90°. Уравнения для ускорений при маневре «пространственная бочка» имеют следующий вид:

$$W_{цy} = n_{цy} g \cdot \cos \omega_{ц} t \qquad \text{при } t \ge t_{н.м}\,; \qquad (6.44)$$

$$W_{цz} = -n_{цz} g \cdot \sin \omega_{ц} t \qquad \text{при } t \ge t_{н.м}\,; \qquad (6.45)$$

Если построить плоскость, нормальную вектору скорости цели до того момента, когда она начала маневрировать, и последующую траекторию цели спроектировать на эту «картинную» плоскость, то при $n_{цy} = n_{цz} = n_ц$ цель совершает маневр «пространственная бочка» и будет описывать на этой плоскости окружность (рис. 6.6). Радиус этой окружности вычисляется по формуле

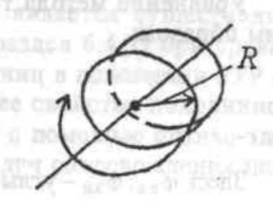


Рис. 6.6. Маневр «пространственная бочка»

$$R = \frac{n_{ц} g}{\omega_{ц}^2}. \qquad (6.46)$$

Время полного оборота составляет величину, определяемую из соотношения (6.43).

Современные пилотируемые ЛА способны совершать маневр «пространственная бочка» на околозвуковой скорости полета с перегрузкой

до $n_ц$ = 5–6 и круговой частотой до $\omega_ц = 1{,}57\frac{1}{c}$ в течение достаточно длительного времени (до нескольких минут). Беспилотные цели, например противорадиолокационные ракеты (ПРР), значительно превышают по возможностям противозенитного маневра пилотируемые летчиком самолеты. Для ПРР, летящей со скоростью М = 3, перегрузка пространственной бочки может достигать $n_ц = 20$, а круговая частота $\omega_ц = (2-3)\frac{1}{c}$.

6.4. УРАВНЕНИЯ УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЕТОМ ЗУР

6.4.1. Методы теленаведения

Метод теленаведения определяется кинематическим уравнением, связывающим в каждый момент времени три точки: место расположения станции наведения (начало АСК), требуемое расположение ЗУР и цель.

В зависимости от требуемого расположения ЗУР относительно линии «станция наведения – цель» (линии визирования цели из начала АСК) различают метод совмещения (метод трех точек), когда все три точки совмещаются на одной прямой, и методы наведения с упреждением, когда точка требуемого расположения ЗУР выносится вне линии «станция – цель» для спрямления траектории полета ЗУР.

Ниже рассмотрены методы теленаведения, нашедшие наиболее широкое применение: метод совмещения (метод трех точек) и половинное спрямление.

Уравнение метода теленаведения в общем виде выглядит следующим образом:

$$\begin{aligned} \varphi_{кв} &= \varphi_{цв} + \Delta r \cdot f(t)\,; \\ \varphi_{кн} &= \varphi_{цн} + \Delta r \cdot f(t)\,. \end{aligned} \qquad (6.47)$$

Здесь $\varphi_{кв}$, $\varphi_{кн}$ – углы визирования требуемого положения ЗУР (кинематической траектории) из начала АСК соответственно в вертикальной и наклонной плоскостях управления; $\varphi_{цв}$, $\varphi_{цн}$ – углы визирования цели в вертикальной и наклонной плоскостях; Δr – относительная дальность между ЗУР и целью (обычно $\Delta r = r_ц - r_р$); $f(t)$ – функция упреждения. Рис. 6.7 поясняет кинематику теленаведения.

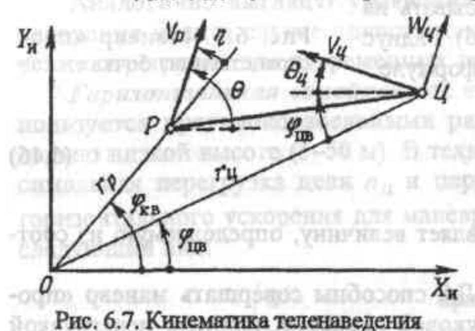


Рис. 6.7. Кинематика теленаведения

Метод трех точек (метод совмещения) реализуется, если положить функцию упреждения в (6.47) равной нулю.

Это наиболее помехозащищенный метод теленаведения, так как для его реализации достаточно измерять только разностные угловые координаты цели и ЗУР. По этой же причине метод трех точек приводит к наименьшим из всех методов теленаведения случайным (флюктуационным) ошибкам наведения, поскольку использование для управления разностных координат исключает негативное влияние на точность наведения случайных инструментальных ошибок, таких, как ошибки юстировки измерительных средств, ошибки стабилизации антенного поста, возникающие при качке корабля, и т.п.

Метод половинного спрямления реализуется при функции упреждения и, соответственно, угле визирования кинематической траектории ЗУР в виде

$$f(t) = -\frac{1}{2\,\Delta\dot{r}}\,\dot{\varphi}_ц\,; \qquad (6.48)$$

$$\varphi_к = \varphi_ц - \frac{\Delta r}{2\,\Delta\dot{r}}\,\dot{\varphi}_ц\,. \qquad (6.49)$$

С учетом полной аналогии в уравнениях метода теленаведения в вертикальном и наклонном канале, здесь опущены индексы, относящиеся к конкретному каналу управления.

Достоинством половинного спрямления является существенное уменьшение потребной перегрузки ЗУР (см. раздел 6.4.3) при сравнительно небольшом требуемом угловом упреждении в положении ЗУР относительно линии визирования цели. Последнее свойство половинного спрямления особенно ценно для теленаведения с помощью оптико-электронных средств, имеющих узконаправленный луч сопровождения цели, в котором должна находиться ЗУР.

Из (6.47), (6.48), (6.49) следует, что для реализации метода половинного спрямления требуется, дополнительно к измерению разностных угловых координат цели и ЗУР, измерять относительную дальность, скорость сближения ЗУР с целью, а также угловую скорость линии визирования цели.

В условиях радиоэлектронного противодействия измерение дальности до цели может оказаться невозможным или производиться с большими погрешностями, поэтому «в помехах» половинное спрямление, как и подобные ему методы наведения с упреждением, использующие для наведения параметр дальности до цели, не применяются без их резервирования методом трех точек.

6.4.2. Методы самонаведения

Метод самонаведения определяется кинематическим уравнением, связывающим в каждый момент времени две точки: ЗУР и цель.

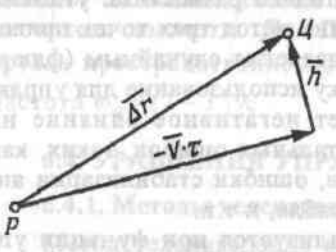


Рис. 6.8. К определению текущего промаха при самонаведении

Выведем кинематические уравнения самонаведения в общей векторной форме, а затем дадим их наглядное представление, спроектировав на плоскость наведения.

Воспользуемся введенными в разделе 6.2 обозначениями для вектора относительной дальности $\overline{\Delta r}$ и вектора скорости ЗУР $\bar{V}_р$. Введем обозначения для вектора скорости цели $\bar{V}_ц$, векторов ускорений ЗУР $\bar{W}_р$ и цели $\bar{W}_ц$, вектора относительной скорости $\bar{V}$, вектора разности ускорений $\bar{W}$ и вектора текущего промаха $\bar{h}$, которые определим следующим образом (рис. 6.8):

$$\bar{V} = \bar{V}_ц - \bar{V}_р; \tag{6.50}$$

$$\bar{W} = \bar{W}_ц - \bar{W}_р; \tag{6.51}$$

$$\frac{d\overline{\Delta r}}{dt} = \bar{V}; \tag{6.52}$$

$$\frac{d\bar{V}}{dt} = \bar{W}; \tag{6.53}$$

$$|\overline{\Delta r}| = \Delta r; \tag{6.54}$$

$$|\bar{V}| = V; \tag{6.55}$$

$$\bar{h} = \overline{\Delta r} + \tau\bar{V}. \tag{6.56}$$

Под текущим (мгновенным) промахом, согласно (6.56), понимается промах, который реализуется в предположении, что ЗУР и цель, начиная с данного момента времени, движутся равномерно и прямолинейно. В точке встречи мгновенный промах совпадает с истинным, реализовавшимся промахом.

Время полета до точки встречи τ определяется также в предположении равномерного и прямолинейного движения ЗУР и цели.

Введем систему координат, связанную с линией визирования: начало координат располагается в центре масс ЗУР, ось $OX_л$ направлена по

линии визирования, ось $OY_л$ лежит в вертикальной плоскости, ось $OZ_л$ лежит в горизонтальной плоскости, образуя правую систему координат. Пусть введенная система координат вращается с угловой скоростью $\bar{\varpi}$. Используя формулу производной вектора во вращающейся системе координат [18], с учетом (6.52) получаем

$$\frac{d\overline{\Delta r}}{dt} = \bar{V} = \bar{\varpi} \times \overline{\Delta r}. \tag{6.57}$$

Здесь и далее использованы обозначения для векторного произведения векторов a и b – $(a{\times}b)$, для скалярного произведения – (ab).

Оставшееся время полета до точки встречи τ связано с текущим временем t и полным временем полета до точки встречи τ_0 соотношением $\tau = \tau_0 - t$. Отсюда $\frac{d\tau}{dt} = -1$, поэтому производная вектора текущего промаха с учетом (6.56) представляется в виде $\dot{\bar{h}} = \frac{d\overline{\Delta r}}{dt} - \bar{V} + \tau\bar{W} = \bar{V} - \bar{V} + \tau\bar{W} = \tau\bar{W}$ или окончательно:

$$\dot{\bar{h}} = \tau\left(\bar{W}_ц - \bar{W}_р\right). \tag{6.58}$$

Чтобы получить кинематическое уравнение для угловой скорости линии визирования, введем единичный вектор относительной дальности $\bar{r}^e = \frac{\overline{\Delta r}}{|\overline{\Delta r}|}$ и умножим векторно обе части уравнения (6.57) на $\overline{\Delta r}$:

$$\overline{\Delta r} \times \bar{V} = \overline{\Delta r} \times (\bar{\varpi} \times \overline{\Delta r}) = \bar{\varpi}\,(\overline{\Delta r}\,\overline{\Delta r}) - \overline{\Delta r}\,(\overline{\Delta r}\,\bar{\varpi}) = \bar{\varpi}\cdot\Delta r^2 - \bar{r}^e\cdot(\bar{r}^e\bar{\varpi})\Delta r^2;$$

$$\bar{\varpi} = \frac{1}{\Delta r}\left(\bar{r}^e \times \bar{V}\right) + \bar{r}^e\left(\bar{r}^e\bar{\varpi}\right). \tag{6.59}$$

В правой части полученного выражения первое слагаемое, нормальное к линии визирования, есть вектор угловой скорости линии визирования $\bar{\varpi}_л$:

$$\bar{\varpi}_л = \frac{1}{\Delta r}\left(\bar{r}^e \times \bar{V}\right). \tag{6.60}$$

Остается найти уравнение, связывающее текущий промах $\bar{h}$ и угловую скорость линии визирования $\bar{\varpi}_л$. Для этого умножим векторно левую и правую часть (6.60) на единичный вектор $\bar{r}^e$ и, учитывая (6.57), получим:

$$\bar{\omega}_{л} \times \bar{r}^{\,e} = \frac{1}{\Delta r}\left(\bar{r}^{\,e} \times \bar{V}\right) \times \bar{r}^{\,e} = \frac{1}{\Delta r}\bar{V}\left(\bar{r}^{\,e}\bar{r}^{\,e}\right) - \frac{1}{\Delta r}\bar{r}^{\,e}\left(\bar{r}^{\,e}\bar{V}\right) = \frac{1}{\Delta r}\left(\bar{V} - \bar{r}^{\,e}\left(\bar{r}^{\,e}\bar{V}\right)\right).$$

По определению, вектор относительной дальности есть $\overline{\Delta r} = -\bar{r}^{\,e}\,\tau\,(\bar{r}^{\,e}\bar{V})$. Полагая $\Delta r = V\tau$ и учитывая выражение (6.56) для текущего промаха, приводим полученное выше векторное уравнение к виду, связывающему вектор текущего промаха $\bar{h}$ с вектором угловой скорости линии визирования $\bar{\omega}_л$:

$$\bar{h} = V\tau^2\left(\bar{\omega}_л \times \bar{r}^{\,e}\right). \tag{6.61}$$

Уравнения (6.58), (6.60), (6.61) представляют кинематические уравнения самонаведения в векторной форме в инерциальной системе координат (ИСК). Для более наглядного представления приведем их запись в частном случае, когда ЗУР и цель движутся в одной плоскости:

$$\begin{aligned} &\dot{h} = \tau\left(W_{ц\perp} - W_{р\perp}\right); \quad h = V\tau^2\omega_л; \\ &V_{ц\perp} = V_ц \sin\left(\theta_ц + \Omega\right); \quad V_{р\perp} = V_р \sin\left(\theta - \Omega\right); \\ &\dot{\Delta r} = -V_ц \cos\left(\theta_ц + \Omega\right) - V_р \cos\left(\theta - \Omega\right); \\ &\omega_л = \dot{\Omega} = \frac{V_{ц\perp} - V_{р\perp}}{\Delta r} = \frac{V_ц \sin\left(\theta_ц + \Omega\right) - V_р \sin\left(\theta - \Omega\right)}{\Delta r}. \end{aligned} \tag{6.62}$$

В уравнениях (6.62.) $V_{ц\perp}, V_{р\perp}, W_{ц\perp}, W_{р\perp}$ – составляющие скорости и ускорения цели и ракеты, нормальные к линии визирования (рис. 6.9):

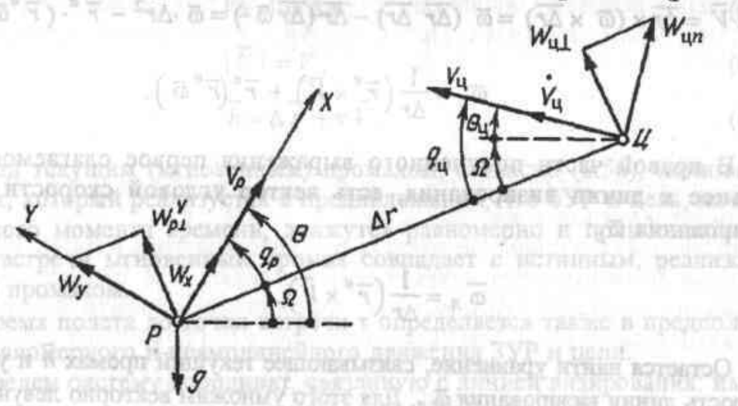


Рис. 6.9. Кинематика самонаведения

Чтобы получить явные выражения для ускорения ЗУР, нормального к линии визирования $W_{р\perp}$, воспользуемся проекциями уравнения сил для ЗУР на направление к вектору скорости и нормаль к нему:

$$\dot{V}_р = W_x - g\sin\theta, \quad V_р\dot{\theta} = W_y - g\cos\theta.$$

Здесь W_x, W_y – соответствующие проекции ускорения ЗУР, создаваемого аэродинамическими и реактивными силами. Нормальное и тангенциальное ускорения цели обозначим соответственно $W_{цn} = V_ц\dot{\theta}$; $\dot{V}_ц$, а углы ракурса ЗУР и цели соответственно – $q_р = \theta - \Omega$, $q_ц = \theta_ц + \Omega$ (см. рис. 6.9).

Дифференцируя уравнение для $\omega_л$ из (6.62), с учетом введенных обозначений получаем известные кинематические уравнения в дифференциальной форме для самонаведения в плоскости:

$$\begin{aligned} &\Delta r\,\dot{\omega}_л + 2\dot{\Delta r}\,\omega_л = W_{ц\perp} - W_{р\perp}; \\ &W_{ц\perp} = W_{цn}\cos q_ц - \dot{V}_ц \sin q_ц; \\ &W_{р\perp} = W^y_{р\perp} + W_x \sin q_р - g\cos\Omega. \end{aligned} \tag{6.63}$$

Здесь через $W^y_{р\perp} = W_y \cdot \cos q_р$ обозначено ускорение ЗУР, создаваемое под действием команды управления нормально к линии визирования (управляющее ускорение).

Из четвертого уравнения (6.62) следует, что для осуществления кинематики метода параллельного сближения, который характеризуется нулевой угловой скоростью линии визирования, необходимо равенство составляющих скорости ЗУР и цели, нормальных к линии визирования.

Метод параллельного сближения при самонаведении не применяется, а используются методы пропорционального сближения (пропорциональной навигации) и метод пропорционального сближения с упреждением, при которых допускается вращение линии визирования.

В алгоритмах системы управления самонаводящейся ЗУР часто используются кинематические уравнения самонаведения не в ИСК, в виде (6.58), (6.60), (6.61), а во вращающейся вместе с ЗУР антенной системе координат (АСК).

Для вывода кинематических уравнений самонаведения в АСК удобнее предварительно перейти к относительному (угловому) промаху $\bar{n}$:

$$\bar{n} = \frac{\bar{h}}{\Delta r}, \qquad \bar{h} = \Delta r \cdot \bar{n}. \tag{6.64}$$

Дифференцируя второе из соотношений (6.64) с учетом (6.58), получаем:

$$\dot{h} = \dot{\Delta r}\cdot\bar{n} + \Delta r\cdot\dot{\bar{n}} = \tau\cdot\bar{W}.$$

Используя формулу Пуассона для производной единичного вектора во вращающейся системе координат [18], а также (6.61), получаем

$$\dot{\bar{r}}^{e} = \bar{\omega}\times\bar{r}^{e}; \qquad \dot{\bar{r}}^{e} = \frac{\bar{h}}{V\cdot\tau^{2}} = \frac{\bar{n}}{\tau}.$$

Окончательно получаем следующие кинематические уравнения самонаведения для относительных величин – относительного промаха $\bar{n}$ и единичного вектора $\bar{r}^{e}$:

$$\dot{\bar{n}} = \frac{1}{\tau}\bar{n} + \frac{1}{V}\bar{W}; \qquad \dot{\bar{r}}^{e} = \frac{1}{\tau}\bar{n}. \tag{6.65}$$

Для представления системы (6.65) в АСК, вращающейся с угловой скоростью $\bar{\omega}_{\text{а}}$, используем связь производной вектора в ИСК с его производной во вращающейся системе координат:

$$\dot{\bar{x}} = \dot{\bar{x}}_{\text{а}} + \bar{\omega}_{\text{а}}\times\bar{x}_{\text{а}}.$$

Тогда уравнения (6.65) в АСК примут вид

$$\dot{\bar{n}}_{\text{а}} = -\left(\bar{\omega}_{\text{а}}\times\bar{n}_{\text{а}}\right) + \frac{1}{\tau}\bar{n}_{\text{а}} + \frac{1}{V}\bar{W}; \qquad \dot{\bar{r}}_{\text{а}}^{e} = -\left(\bar{\omega}_{\text{а}}\times\bar{r}_{\text{а}}^{e}\right) + \frac{1}{\tau}\bar{n}_{\text{а}}. \tag{6.66}$$

Можно $\bar{n}_{\text{а}}, \bar{r}_{\text{а}}^{e}, \bar{\omega}_{\text{а}}$ – вектор относительного промаха, единичный вектор относительной дальности и вектор угловой скорости вращения АСК в проекциях на АСК – записать (полагая малыми значения углов φ_y, φ_z) в виде

$$\bar{n}_{\text{а}} = \begin{vmatrix} 0 \\ n_y \\ n_z \end{vmatrix}, \quad \bar{r}_{\text{а}}^{e} = \begin{vmatrix} 1 \\ \varphi_y \\ \varphi_z \end{vmatrix}, \quad \bar{\omega}_{\text{а}} = \begin{vmatrix} \omega_{x\text{а}} \\ \omega_{y\text{а}} \\ \omega_{z\text{а}} \end{vmatrix}. \tag{6.67}$$

Кинематические уравнения самонаведения (6.66) в скалярной форме в проекциях на оси $OY_{\text{а}}$ и $OZ_{\text{а}}$ АСК имеют вид

$$\begin{aligned} \dot{n}_y &= \frac{n_y}{\tau} + \omega_{x\text{а}}\cdot n_z + \frac{1}{V}\left(W_{y\text{ц}} - W_{y\text{р}}\right); \\ \dot{n}_z &= \frac{n_z}{\tau} - \omega_{x\text{а}}\cdot n_y + \frac{1}{V}\left(W_{z\text{ц}} - W_{z\text{р}}\right); \\ \dot{\varphi}_y &= \frac{n_y}{\tau} + \omega_{x\text{а}}\cdot\varphi_z - \omega_{z\text{а}}; \\ \dot{\varphi}_z &= \frac{n_z}{\tau} - \omega_{x\text{а}}\cdot\varphi_y + \omega_{y\text{а}}. \end{aligned} \tag{6.68}$$

В уравнениях (6.67), (6.68) проекции единичного вектора относительной дальности на АСК связаны с его угловыми координатами (введенными соотношениями (6.24)),с учетом их малости, следующим образом:

$$\varphi_y = \Delta\varepsilon, \quad \varphi_z = -\Delta\beta. \tag{6.69}$$

Уравнения кинематики самонаведения в форме (6.68) играют чрезвычайно важную роль в проектировании управления самонаводящейся ЗУР. Они используются для построения модели фильтра Калмана, являющегося основой современной теории фильтрации.

В частности, на основе фильтра Калмана строится информационная часть системы управления ЗУР, к которой предъявляется требование: реализовать высокоточное самонаведение для поражения целей преимущественно прямым попаданием, так называемым способом кинетического поражения (или в американской терминологии hit-to-kill – ударным поражением).

Уравнение метода пропорционального сближения с упреждением выглядит следующим образом (без детализации по каналам управления):

$$W_{\text{п}} = m(\tau)\,V\left(\omega_{\text{а}} + \omega_{n_x} + \omega_g + \omega_{\text{ц}}\right). \tag{6.70}$$

Здесь $W_{\text{п}}$ – потребное ускорение ЗУР; $\omega_{\text{а}}$ – проекция угловой скорости линии визирования на АСК, пропорциональная угловому рассогласованию $\Delta\varepsilon$, измеряемому головкой самонаведения; вычисляемые в БЦВМ компенсационные составляющие: ω_{n_x} – составляющая, компенсирующая продольное ускорение ЗУР; ω_g – составляющая, компенсирующая силу тяжести; $\omega_{\text{ц}}$ – составляющая, компенсирующая маневр цели; $m(\tau)$ – коэффициент пропорциональной навигации.

Для метода пропорционального сближения компенсирующие составляющие равны нулю.

Уравнение метода самонаведения по мгновенному промаху отличается от (6.70) тем, что потребное ускорение связано с угловой скоростью через соотношение для мгновенного промаха (6.62):

$$W_{п} = m(\tau)\, V\tau^2\left(\omega_{a} + \omega_{n_x} + \omega_{g} + \omega_{ц}\right). \tag{6.71}$$

Компенсационные составляющие уравнения самонаведения описаны в разделе 6.4.3 (см. (6.84.)).

6.4.3. Потребные кинематические перегрузки

Потребная кинематическая перегрузка управляемой ракеты – это перегрузка, требуемая для изменения направления кинематической траектории. Если перейти к эквивалентному понятию кинематического ускорения, то его можно определить через вторую производную вектора, проведенного из неподвижного начала АСК и скользящего своим подвижным концом по кинематической траектории при условии, что его модуль равен текущей дальности полета ЗУР. Проекция второй производной указанного вектора на плоскость, перпендикулярную касательной к кинематической траектории, есть кинематическое ускорение метода наведения.

Из данного определения следует, что потребное кинематическое ускорение не равно полному ускорению ракеты. В него не включается проекция ускорения на касательную к траектории, вызывающая движение ракеты вдоль траектории, а включаются только составляющие, изменяющие направление движения (искривляющие кинематическую траекторию полета).

Определение потребных кинематических перегрузок предполагает их совпадение (или достаточную близость) с реализуемыми перегрузками. Это совпадение является достаточно точным для теленаведения и приближенным для самонаведения.

Потребная кинематическая перегрузка при теленаведении может быть наглядно получена на примере рассмотрения кинематических уравнений теленаведения (см. рис.6.7) и уравнения сил в вертикальной плоскости:

$$\begin{aligned} r_{p}\,\dot{\varphi}_{кв} &= V_{p}\sin(\theta - \varphi_{кв})\,; \\ \dot{r}_{p} &= V_{p}\cos(\theta - \varphi_{кв})\,; \\ V_{p}\,\dot{\theta} &= W_{p} - g\cdot\cos\theta\,. \end{aligned} \tag{6.72}$$

В последнем уравнении (6.72) – уравнении сил – символом W_{p} обозначена проекция «избыточного» ускорения ЗУР на нормаль к вектору скорости, т.е. проекция ускорения, создаваемого ЗУР как летательным аппаратом (без ускорения свободного падения). Дифференцируя первое уравнение (6.72) и опуская индекс, относящийся к вертикальному каналу управления, получаем:

$$r_{p}\,\ddot{\varphi}_{к} + \dot{r}_{p}\,\dot{\varphi}_{к} = V_{p}\cos(\theta - \varphi_{к})\,(\dot{\theta} - \dot{\varphi}_{к}) + \dot{V}_{p}\sin(\theta - \varphi_{к}) =$$

$$= V_{p}\,\dot{\theta}\cos\eta - \dot{r}_{p}\,\dot{\varphi}_{к} + \dot{V}_{p}\sin\eta\,;$$

$$r_{p}\,\ddot{\varphi}_{к} + 2V_{p}\,\dot{\varphi}_{к}\cos\eta - \dot{V}_{p}\sin\eta + g\cos\theta\cos\eta = W_{p}\cos\eta\,;$$

$$W_{p} = \frac{1}{\cos\eta}\cdot r_{p}\,\ddot{\varphi}_{к} + 2V_{p}\,\dot{\varphi}_{к} - \dot{V}_{p}\,\mathrm{tg}\,\eta + g\cos\theta\,.$$

Используя первое уравнение (6.72), выполним промежуточные преобразования:

$$\sin\eta = \frac{r_{p}\dot{\varphi}_{к}}{V_{p}}\,; \quad -\dot{V}_{p}\,\mathrm{tg}\,\eta = -\dot{V}_{p}\frac{\sin\eta}{\cos\eta} = -\frac{\dot{V}_{p}}{V_{p}}\frac{r_{p}}{\cos\eta}\dot{\varphi}_{к}\,.$$

Получаем уравнение для потребного кинематического ускорения при теленаведении в общепринятом виде (в вертикальной плоскости):

$$W_{p} = \frac{1}{\cos\eta}\,r_{p}\,\ddot{\varphi}_{к} + \kappa\,\dot{\varphi}_{к} + g\cos\theta\,, \tag{6.73}$$

где

$$\kappa = 2V_{p} - \frac{\dot{V}_{p}}{V_{p}}\frac{r_{p}}{\cos\eta}\,. \tag{6.74}$$

Кинематическое ускорение в горизонтальной плоскости отличается от выражения (6.73) отсутствием составляющей ускорения свободного падения.

Выразим потребное кинематическое ускорение ракеты через параметры движения цели, используя уравнение метода теленаведения (6.47):

$$\varphi_к = \varphi_ц + \Delta r \cdot f(t);$$
$$\dot\varphi_к = \dot\varphi_ц + \Delta\dot r \cdot f(t) + \Delta r \cdot \dot f(t);$$
$$\ddot\varphi_к = \ddot\varphi_ц + 2\Delta\dot r \cdot \dot f(t) + \Delta r \cdot \ddot f(t) + \Delta\ddot r \cdot f(t);$$
$$W_р = \frac{r_р}{\cos\eta}\left(\ddot\varphi_ц + 2\Delta\dot r \cdot \dot f(t) + \Delta r \cdot \ddot f(t) + \Delta\ddot r \cdot f(t)\right) + \tag{6.75}$$
$$+ \kappa\left(\dot\varphi_ц + \Delta\dot r \cdot f(t) + \Delta r \cdot \dot f(t)\right) + g\cos\theta \equiv$$
$$\equiv \frac{r_р}{\cos\eta}\left(\ddot\varphi_ц + 2\Delta\dot r \cdot \dot f(t) + \Delta r \cdot \ddot f(t) + \Delta\ddot r \cdot f(t)\right) +$$
$$+ 2V_р\left(\dot\varphi_ц + \Delta\dot r \cdot f(t) + \Delta r \cdot \dot f(t)\right) - \dot V_р \operatorname{tg}\eta + g\cos\theta.$$

Для метода трех точек (метода совмещения) функция упреждения $f(t) \equiv 0$. Введя $W_ц = V_ц\dot\theta_ц$ – ускорение маневрирующей цели и запись для кинематических уравнений цели (см. рис. 6.7), из (6.75), получаем:

$$\begin{aligned} &W_р = \frac{1}{\cos\eta} \cdot r_р\ddot\varphi_ц + \kappa\dot\varphi_ц + g\cos\theta; \\ &r_ц\dot\varphi_ц = V_ц \cdot \sin\left(\varphi_ц + \theta_ц\right); \\ &r_ц\ddot\varphi_ц + 2\dot r_ц\dot\varphi_ц = W_ц \cdot \cos\left(\varphi_ц + \theta_ц\right) = W_{ц\perp}. \end{aligned} \tag{6.76}$$

Уравнение (6.76) в общем случае маневрирующей цели примет вид

$$W_р = \frac{1}{\cos\eta}\frac{r_р}{r_ц}W_{ц\perp} + \left(\kappa - \frac{1}{\cos\eta}\frac{r_р}{r_ц}2\dot r_ц\right)\dot\varphi_ц + g\cos\theta. \tag{6.77}$$

Из (6.77) следует, что потребное кинематическое ускорение ЗУР, как правило, возрастает при сближении с целью и в точке встречи достигает максимального значения. Если ввести упрощающие предположения ($\cos\eta = 1$; $\dot r_ц = -V_ц$; $V = V_р + V_ц$), то в точке встречи $\left(r_р = r_ц,\ \Delta r = 0\right)$ потребное кинематическое ускорение ЗУР при теленаведении по методу трех точек примет вид

$$W_р = 2V \cdot \dot\varphi_ц + W_ц - \dot V_р \operatorname{tg}\eta + g\cos\theta. \tag{6.78}$$

Для половинного спрямления потребное кинематическое ускорение получится из общего выражения (6.75) с учетом уравнения метода наведения (6.48), (6.49):

$$f(t) = -\frac{1}{2\Delta\dot r}\dot\varphi_ц, \tag{6.79}$$

$$\dot f(t) = -\frac{1}{2\Delta\dot r}\ddot\varphi_ц + \frac{\Delta\ddot r}{2\Delta\dot r^2}\dot\varphi_ц. \tag{6.80}$$

В точке встречи (используя введенные упрощающие предположения) имеем следующее выражение для потребного кинематического ускорения ЗУР при теленаведении по методу половинного спрямления:

$$W_р = V_р \cdot \dot\varphi_ц + r_ц \cdot \frac{\Delta\ddot r}{2\Delta\dot r}\dot\varphi_ц - \dot V_р \operatorname{tg}\eta + g\cos\theta. \tag{6.81}$$

Сравнение потребных кинематических ускорений для методов трех точек (6.78) и половинного спрямления (6.81) показывает, что при методе половинного спрямления маневр цели $(W_{ц\perp})$ практически не увеличивает потребное кинематическое ускорение ЗУР и кинематика движения цели (пропорциональная угловой скорости линии визирования цели $\dot\varphi_ц$) требует от ЗУР значительно меньших ускорений.

Пример. Сравним потребные кинематические ускорения ЗУР в точке встречи при теленаведении по методу трех точек и половинному спрямлению при следующих условиях: дальность до цели в точке встречи составляет $r_ц = 5000$ м; угол места цели в точке встречи $\varphi_ц = 45°$; ускорение маневра цели $W_ц = 50$ м/с²; скорость ЗУР в точке встречи составляет $V_р = 500$ м/с; продольное ускорение ЗУР $\dot V_р = -30$ м/с² (пассивный участок полета), угол $\eta = 30°$; угол траектории ЗУР $\theta = 60°$; относительная скорость сближения $V = 1000$ м/с; вторая производная $\Delta\ddot r = 15$ м/с²; угловая скорость линии визирования цели в указанных условиях составляет $\dot\varphi_ц = \frac{500 \cdot \sin 45°}{5000} = 0{,}07\,\frac{рад}{с}$.

Потребные кинематические ускорения, рассчитанные по формулам (6.78) и (6.81), имеют вид:

для метода трех точек:

$$W_р = 2 \cdot 1000 \cdot 0{,}07 + 50 - (-30) \cdot 0{,}577 + 9{,}81 \cdot 0{,}5 =$$
$$= 140 + 50 + 17{,}3 + 4{,}9 = 212\,м/с^2;$$

для метода половинного спрямления:

$$W_р = 500 \cdot 0{,}07 + 5000\frac{15}{2(-1000)} \cdot 0{,}07 - (-30) \cdot 0{,}577 + 9{,}81 \cdot 0{,}865 =$$
$$= 35 - 2{,}6 + 17{,}3 + 4{,}9 = 54{,}6\,м/с^2.$$

Видно, что основную долю в потребное кинематическое ускорение при методе трех точек вносят кинематическая составляющая, пропорциональная угловой скорости линии визирования цели $(\dot\varphi_ц)$, и маневр цели.

При методе половинного спрямления доля кинематической составляющей уменьшилась в четыре раза, а установившийся маневр цели вообще не влияет на потребное кинематическое ускорение. В результате потребное кинематическое ускорение при методе половинного спрямления уменьшилось по сравнению с методом трех точек в четыре раза, составляя 54,6 м/с² (половинное спрямление) и 212 м/с² (метод трех точек).

Анализ соотношений (6.78),(6.81) позволяет уяснить, что потребное кинематическое ускорение возрастает при увеличении угловой скорости линии визирования цели, т.е. при увеличении скорости цели, углов места точки встречи и уменьшении дальности до точки встречи. Поэтому при теленаведении на малые дальности встречи, в крайние точки зоны поражения (расположенные на предельных углах места и азимута) метод трех точек может оказаться неприемлемым и должен применяться метод половинного спрямления или иной метод наведения с упреждением.

Потребная кинематическая перегрузка при самонаведении может быть получена из решения дифференциального кинематического уравнения самонаведения в вертикальной плоскости (6.63), если положить, что управляющее ускорение ЗУР $W^y_{\text{р}\perp}$ подчиняется уравнению метода пропорционального сближения с упреждением в общем виде (6.70), выраженному через угловую скорость линии визирования $\omega_{\text{л}}$:

$$\Delta r\,\dot{\omega}_{\text{л}} + 2\Delta\dot{r}\,\omega_{\text{л}} = W_{\text{ц}\,n}\cos q_{\text{ц}} + \dot{V}_{\text{ц}}\sin q_{\text{ц}} - W_x\sin q_{\text{р}} + g\cos\Omega - W^y_{\text{р}\perp};$$
$$W^y_{\text{р}\perp} = m\,V\left(\omega_{\text{л}} + \omega_{n_x} + \omega_g + \omega_{\text{ц}}\right).$$

Примем допущение о постоянстве скорости сближения $V = -\Delta\dot{r}$, постоянстве проекций ускорения цели и ракеты, нормальных к линии визирования (за исключением, естественно, управляющего ускорения $W^y_{\text{р}\perp}$), постоянстве компенсационных составляющих и постоянстве коэффициента пропорциональной навигации.

В этом случае кинематическое уравнение самонаведения представляет собой дифференциальное уравнение первой степени с постоянной правой частью и имеет решение в квадратурах в виде

$$W^y_{\text{р}\perp} = m\,V\,\omega_{\text{ло}}\left(\frac{\Delta r}{\Delta r_{\text{о}}}\right)^{m-2} + m\,V A\left(\frac{\Delta r}{\Delta r_{\text{о}}}\right)^{m-2} - m\,V\left(A - \omega_{n_x} - \omega_g - \omega_{\text{ц}}\right);$$
$$A = \frac{1}{(m-2)\Delta\dot{r}}\Big(W_{\text{ц}\,n}\cos q_{\text{ц}} + \dot{V}_{\text{ц}}\sin q_{\text{ц}} - W_x\sin q_{\text{р}} + g\cos\Omega - m\,V\omega_{n_x} - m\,V\omega_g - m\,V\omega_{\text{ц}}\Big). \quad (6.82)$$

Здесь $\Delta r_{\text{о}}$ – начальное значение относительной дальности; $\omega_{\text{ло}}$ – начальное значение угловой скорости линии визирования.

Анализ решения (6.82.) показывает, что потребная кинематическая перегрузка в момент начала самонаведения ($\Delta r = \Delta r_{\text{о}}$) равна $W^y_{\text{р}\perp} = mV\left(\omega_{\text{ло}} + \omega_{n_x} + \omega_g + \omega_{\text{ц}}\right)$ и с уменьшением дальности до цели (т.е. при $\Delta r \to 0$), оставаясь ограниченной при условии $m > 2$, приближается к значению в точке встречи ($\Delta r = 0$):

$$W^y_{\text{р}\perp}(\Delta r = 0) = -\,m\,VA + m\,V\left(\omega_{n_x} + \omega_g + \omega_{\text{ц}}\right). \quad (6.83)$$

Чем меньше потребная кинематическая перегрузка в точке встречи, тем больше запас по перегрузке имеет ЗУР для парирования неучтенных возмущений и тем выше точность самонаведения. Потребуем, чтобы в точке встречи ($\Delta r = 0$) кинематическая перегрузка равнялась нулю. Из этого условия определяются выражения для компенсационных составляющих:

$$\omega_{n_x} + \omega_g + \omega_{\text{ц}} = A = \frac{1}{(m-2)\Delta\dot{r}}\Big(W_{\text{ц}\,n}\cos q_{\text{ц}} + \dot{V}_{\text{ц}}\sin q_{\text{ц}} - W_x\sin q_{\text{р}} + g\cos\Omega - m\,V\omega_{n_x} - m\,V\omega_g - m\,V\omega_{\text{ц}}\Big);$$

$$\omega_{n_x} = -\frac{W_x\sin q_{\text{р}}}{2\,V},\quad \omega_g = \frac{g\cos\Omega}{2\,V},\quad \omega_{\text{ц}} = \frac{W_{\text{ц}\,n}\cos q_{\text{ц}} + \dot{V}\sin q_{\text{ц}}}{2\,V}. \quad (6.84)$$

Сравним потребные кинематические перегрузки и траектории при самонаведении по методу пропорционального сближения и методу пропорционального сближения с компенсацией продольного ускорения и силы тяжести. Для метода пропорционального сближения уравнение метода наведения и выражение для потребного кинематического ускорения имеют вид

$$W_{\text{п}} = m\,V\omega_{\text{л}} = m\,V\omega_{\text{ло}}\left(\frac{\Delta r}{\Delta r_{\text{о}}}\right)^{m-2} + \Big(W_{\text{ц}\,n}\cos q_{\text{ц}} + \dot{V}_{\text{ц}}\sin q_{\text{ц}} - W_x\sin q_{\text{р}} + g\cos\Omega\Big)\cdot\frac{m}{m-2}\left[1 - \left(\frac{\Delta r}{\Delta r_{\text{о}}}\right)^{m-2}\right]. \quad (6.85)$$

Для этого метода маневр цели (по направлению или скорости), продольное ускорение ЗУР и сила тяжести являются эквивалентными (по характеру воздействия) возмущениями, так как вызывают увеличе-

ние потребного кинематического ускорения по мере сближения ЗУР с целью до его максимального значения в точке встречи:

$$W_{\text{п}}(\Delta r = 0) = \frac{m}{m-2}\left(W_{\text{ц}n}\cos q_{\text{ц}} + \dot{V}_{\text{ц}}\sin q_{\text{ц}} - W_x \sin q_{\text{р}} + g\cos\Omega\right). \quad (6.86)$$

Видно, что при маневре цели потребное кинематическое ускорение ракеты в точке встречи превосходит ускорение цели в соотношении $\frac{m}{m-2}$. Например, при значении постоянной навигации $m = 4$ потребное кинематическое ускорение ракеты превосходит ускорение цели в два раза, а при $m = 3$ – в три раза.

Потребное ускорение ЗУР и сила тяжести вызывают искривление траектории ЗУР и в этом смысле аналогичны маневру цели.

На активном участке полета траектория ЗУР в вертикальной плоскости имеет выпуклую вверх форму, а на пассивном участке полета она имеет обратное искривление (рис. 6.10). Сила тяжести искривляет траекторию ЗУР в вертикальной плоскости вниз (рис. 6.11).

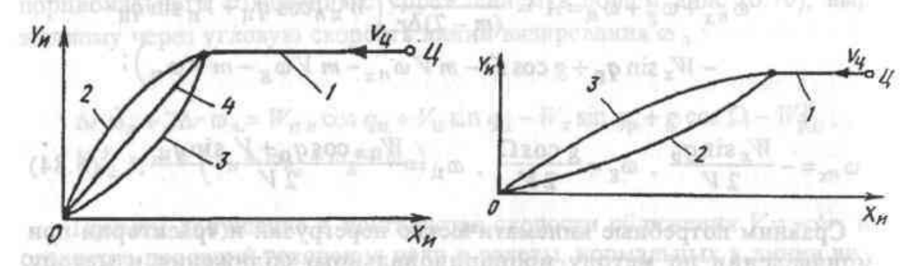


Рис. 6.10. Влияние продольного ускорения ЗУР:

1 – траектория цели; *2* – траектория ЗУР на активном участке полета (метод пропорционального сближения); *3* – траектория ЗУР на пассивном участке полета; *4* – метод пропорционального сближения с компенсацией продольного ускорения

Рис. 6.11. Влияние силы тяжести на траекторию при различных методах самонаведения:

1 – траектория цели; *2* – траектория ЗУР (метод пропорционального сближения); *3* – траектория ЗУР (метод пропорционального сближения с компенсацией силы тяжести)

Для метода пропорционального сближения с упреждением (например, с компенсацией продольного ускорения и силы тяжести) уравнение метода наведения и выражение для потребного кинематического ускорения имеют вид

$$W_{\text{п}} = mV\left(\omega_{\text{л}} - \frac{W_x \sin q_{\text{р}}}{2V} + \frac{g\cos\Omega}{2V}\right) =$$
$$= mV\left(\omega_{\text{ло}} - \frac{W_x \sin q_{\text{р}}}{2V} + \frac{g\cos\Omega}{2V}\right)\left(\frac{\Delta r}{\Delta r_{\text{о}}}\right)^{m-2} + \quad (6.87)$$
$$+\left(W_{\text{ц}n}\cos q_{\text{ц}} + \dot{V}_{\text{ц}}\sin q_{\text{ц}}\right)\frac{m}{m-2}\left[1 - \left(\frac{\Delta r}{\Delta r_{\text{о}}}\right)^{m-2}\right].$$

Введение компенсационных составляющих продольного ускорения и силы тяжести в закон управления позволяет свести к нулю их влияние на потребную перегрузку в точке встречи, а начальная ориентация вектора скорости ЗУР в соответствии с выражением

$$\omega_{\text{ло}} = \frac{W_x \sin q_{\text{р}}}{2V} - \frac{g\cos\Omega}{2V} \quad (6.88)$$

обеспечивает полет ЗУР в упрежденную точку встречи (см. рис. 6.10, 6.11).

Важное влияние на форму траектории ЗУР в вертикальной плоскости оказывает составляющая компенсации силы тяжести, благодаря которой осуществляется полет по навесной траектории (см. рис. 6.11.). Если компенсационную составляющую силы тяжести принять в виде $\omega_g = k_g \frac{g\cos\Omega}{2V}$, то переменный по относительной дальности коэффициент k_g при составляющей компенсации силы тяжести позволяет реализовать практически любую требуемую форму траектории ЗУР, что особо важно для обеспечения оптимальных летно-баллистических характеристик.

Реализуемые перегрузки при теленаведении совпадают (или достаточно близки) с потребными в силу того, что уравнения кинематики теленаведения практически стационарны.

Для самонаведения из-за существенной нестационарности уравнений кинематики в сочетании с запаздыванием, вносимым в отработку команд оператором управления, это совпадение является достаточно точным для медленно меняющихся составляющих потребной перегрузки (вызванных действием силы тяжести и продольного ускорения). Для маневра цели, являющегося существенно переменным по времени возмущением, реализуемая перегрузка превышает потребную в точке встречи в 1,5–2 раза.

6.4.4. Уравнения законов управления

Уравнения законов управления (уравнения управления) связывают вектор команды управления $\bar{\lambda}$, поступающий на вход системы стабилизации ЗУР, с координатами ЗУР и цели.

Уравнение закона управления при теленаведении в общей форме представляется в виде (6.36). Чтобы его раскрыть, используются уравнения метода наведения (6.47)–(6.49) и уравнения движения антенны РСН (6.33).

В уравнения метода наведения (6.47)–(6.49), т.е. в уравнения для кинематической траектории, в действительности входят измеренные углы визирования цели β, ε, которые связаны с кинематическими (истинными) угловыми координатами цели $\beta_ц$, $\varepsilon_ц$ уравнениями движения антенны РСН. Эти уравнения в развернутом виде представляют собою уравнения автоматов слежения за целью (АСЦ).

АСЦ – это та часть радиолокатора слежения и наведения (РСН), которая осуществляет автоматическое сопровождение движущейся цели равносигнальной линией антенны. В современных РСН автоматы слежения реализуются в цифровом виде и описываются следующей системой уравнений (представлены уравнения для АСЦ в вертикальном канале; в горизонтальном канале уравнения имеют аналогичный вид):

$$\begin{aligned} &\Delta\varepsilon = \varepsilon_ц - \varepsilon + \varepsilon_{фл}; \\ &\nu = \kappa_{1ц}\,\Delta\varepsilon; \\ &\dot{u} = \nu; \\ &\varepsilon = u + \kappa_{2ц}\,\Delta\varepsilon. \end{aligned} \qquad (6.89)$$

Здесь $\varepsilon_ц$ – истинный кинематический угол визирования цели; ε – измеренный автоматом слежения угол визирования цели; $\varepsilon_{фл}$ – флюктуационная ошибка измерений; $\kappa_{1ц}$, $\kappa_{2ц}$ – коэффициенты усиления АСЦ.

Воспользуемся представлением линейных дифференциальных уравнений в операторной форме [12], когда *n*–я производная какой-либо величины представляется в виде произведения:

$$x^{(n)} = p^n x, \text{ где } p \equiv \frac{d}{dt}.$$

Использование операторной формы позволяет представить систему линейных дифференциальных уравнений (6.89) в виде системы четырех алгебраических уравнений с четырьмя неизвестными ($\Delta\varepsilon$, ε, u, ν) и правой частью ($\varepsilon_ц + \varepsilon_{фл}$), где в качестве коэффициента входит параметр *p*:

$$\begin{aligned} &\Delta\varepsilon = \varepsilon_ц - \varepsilon + \varepsilon_{фл}; \\ &\nu = \kappa_{1\,ц}\Delta\varepsilon; \\ &p\,u = \nu; \\ &p\,\varepsilon = u + \kappa_{2\,ц}\Delta\varepsilon. \end{aligned} \qquad (6.90)$$

Вводя обозначения $T_\varepsilon = \dfrac{1}{\sqrt{\kappa_{1ц}}}$; $2\,\xi_\varepsilon\,T_\varepsilon = \dfrac{\kappa_{2ц}}{\sqrt{\kappa_{1ц}}}$ и учитывая смысл оператора дифференцирования *p*, получаем следующее решение системы (6.90):

$$\begin{aligned} &\varepsilon = \frac{1+2\xi_\varepsilon T_\varepsilon p}{1+2\xi_\varepsilon T_\varepsilon p + T_\varepsilon^2 p_\varepsilon^2}\left(\varepsilon_ц + \varepsilon_{фл}\right); \\ &u = \frac{1+2\xi_\varepsilon T_\varepsilon p}{1+2\xi_\varepsilon T_\varepsilon p + T_\varepsilon^2 p_\varepsilon^2}\,\dot{\varepsilon}_ц + \frac{p}{1+2\xi_\varepsilon T_\varepsilon p + T_\varepsilon^2 p_\varepsilon^2}\,\varepsilon_{фл}; \\ &\nu = \frac{1}{1+2\xi_\varepsilon T_\varepsilon p + T_\varepsilon^2 p_\varepsilon^2}\,\ddot{\varepsilon}_ц + \frac{p^2}{1+2\xi_\varepsilon T_\varepsilon p + T_\varepsilon^2 p_\varepsilon^2}\,\varepsilon_{фл}. \end{aligned} \qquad (6.91)$$

Анализ уравнения АСЦ показывает, что измеренный угол визирования цели ε отстает от истинного кинематического угла $\varepsilon_ц$ из-за запаздывания, вносимого оператором АСЦ, и дополнительно отличается от угла $\varepsilon_ц$ за счет действия флюктуационных (случайных) ошибок измерений $\varepsilon_{фл}$. Параметр *u*, как следует из (6.91), является аналогом производной угла $\varepsilon_ц$, а параметр ν является аналогом второй производной угла $\varepsilon_ц$. Эти составляющие (соответственно в вертикальной и наклонной плоскостях) используются для формирования команды компенсации динамической ошибки при теленаведении.

Измеренные углы визирования цели β, ε определяют матрицу перехода B_1 от ИСК к АСК. Радиус-вектор измеренного положения ракеты в АСК $\bar{r}_{ра}$ через радиус-вектор истинного положения ракеты в ИСК $\bar{r}_р$ соответственно определяется соотношением (раздел 6.2.1)

$$\bar{r}_{ра} = \begin{vmatrix} x_{ра} \\ y_{ра} \\ z_{ра} \end{vmatrix}; \quad \bar{r}_р = \begin{vmatrix} x_р \\ y_р \\ z_р \end{vmatrix}; \quad \begin{vmatrix} x_{ра} \\ y_{ра} \\ z_{ра} \end{vmatrix} = B_1^T \begin{vmatrix} x_р \\ y_р \\ z_р \end{vmatrix}. \qquad (6.92)$$

Радиус-вектор требуемого для данного момента времени положения ракеты на кинематической траектории метода наведения в проекциях на АСК определяется в виде

$$\bar r_{ка} = \begin{vmatrix} r_р \\ r_р \cdot \varphi_{кв} \\ r_р \cdot \varphi_{кн} \end{vmatrix} \qquad (6.93)$$

Угловые координаты кинематической траектории в АСК $\varphi_{кв}$, $\varphi_{кн}$, в свою очередь, определяются уравнениями метода теленаведения (раздел 6.4.2). Вектор линейного отклонения ракеты от кинематической траектории в АСК $\bar h_а$ представляет собою разность требуемого кинематического $\bar r_{ка}$ и измеренного $\bar r_{ра}$ векторов положения ракеты:

$$\bar h_а = \bar r_{ка} - \bar r_{ра}; \quad \bar h_а = \begin{vmatrix} h_x \\ h_в \\ h_н \end{vmatrix} \qquad (6.94)$$

Уравнения закона управления для теленаведения состоят из двух составляющих. Первая составляющая формируется из линейного отклонения ракеты от кинематической траектории. Вторая составляющая $\bar\lambda_к$ компенсирует динамическую ошибку, возникающую в контуре управления:

$$\bar\lambda = f(\bar h_а) + \bar\lambda_к. \qquad (6.95)$$

Уравнение (6.95) раскрыто в разделе 6.8.

Уравнение закона управления для самонаведения в общей форме представляется в виде (6.35). Чтобы его раскрыть, используется уравнение метода самонаведения (6.70) и уравнение движения антенны ГСН (6.34).

В уравнение метода наведения (6.70), используемого для формирования команды управления, в действительности входит вектор измеренной ГСН угловой скорости равносигнальной линии антенны ГСН, проекции которой на АСК в общем виде связаны с угловыми отклонениями цели от равносигнальной линии антенны уравнениями (6.34). Эти уравнения в развернутом виде могут быть представлены следующим образом:

$$\begin{aligned} \omega_{ya} &= d \cdot \Delta\beta_{изм}; \\ \omega_{za} &= d \cdot \Delta\varepsilon_{изм}; \\ \Delta\beta_{изм} &= \Delta\beta + \Delta\beta_{фл}; \\ \Delta\varepsilon_{изм} &= \Delta\varepsilon + \Delta\varepsilon_{фл}. \end{aligned} \qquad (6.96)$$

Здесь ω_{ya}, ω_{za} – проекции измеренной ГСН угловой скорости равносигнальной линии антенны на АСК; $\Delta\beta_{изм}$, $\Delta\varepsilon_{изм}$ – измеренные угловые отклонения цели от равносигнальной линии антенны в проекциях на

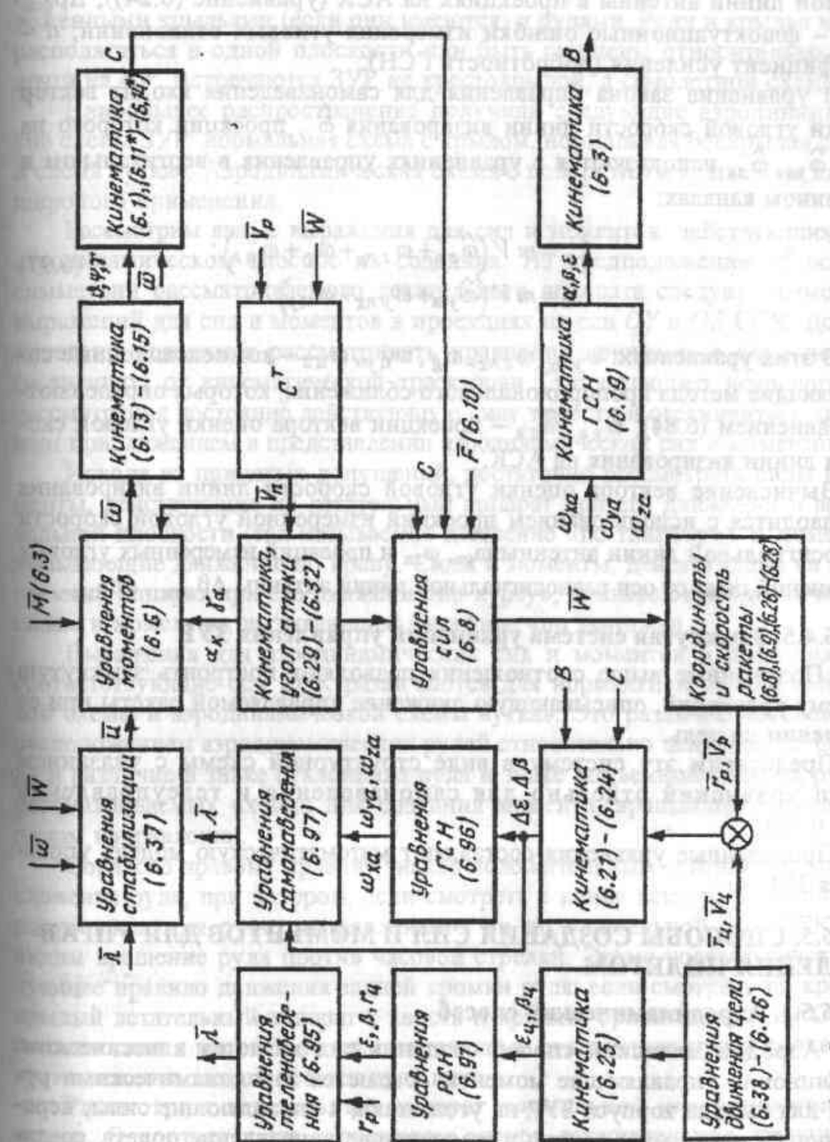


Рис. 6.12. Схема замкнутой системы уравнений движения ЗУР при наведении на цель (математическая модель управления ЗУР)

АСК; $\Delta\beta$, $\Delta\varepsilon$ – истинные угловые отклонения цели от оси равносигнальной линии антенны в проекциях на АСК (уравнение (6.24)); $\Delta\beta_{фл}$, $\Delta\varepsilon_{фл}$ – флюктуационные ошибки измерения угловых отклонений; d – коэффициент усиления (добротность ГСН).

В уравнение закона управления для самонаведения входит вектор оценки угловой скорости линии визирования $\hat{\omega}$, проекции которого на АСК $\hat{\omega}_{ya}$, $\hat{\omega}_{za}$ используются в уравнениях управления в вертикальном и наклонном каналах:

$$\begin{aligned} \lambda_{в} &= m\,V\left(\hat{\omega}_{z\,a} + \omega_{z\,n_x} + \omega_g + \omega_{ц\,z}\right); \\ \lambda_{н} &= m\,V\left(\hat{\omega}_{y\,a} + \omega_{y\,n_x} + \omega_{ц\,y}\right). \end{aligned} \tag{6.97}$$

В этих уравнениях: $\omega_{y\,n_x}$, $\omega_{z\,n_x}$, ω_g , $\omega_{ц\,y}$, $\omega_{ц\,z}$ – компенсационные составляющие метода пропорционального сближения, которые определяются уравнением (6.84); $\hat{\omega}_{y\,a}$, $\hat{\omega}_{z\,a}$ – проекции вектора оценки угловой скорости линии визирования на АСК.

Вычисление вектора оценки угловой скорости линии визирования производится с использованием проекций измеренной угловой скорости равносигнальной линии антенны ω_{ya}, ω_{za} и проекций измеренных угловых отклонений цели от оси равносигнальной линии антенны $\Delta\beta_{изм}$, $\Delta\varepsilon_{изм}$.

6.4.5. Замкнутая система уравнений управления ЗУР

Полученные выше соотношения позволяют построить замкнутую систему уравнений, описывающую движение управляемой ракеты при ее наведении на цель.

Представим эту систему в виде структурной схемы с указанием групп уравнений отдельно для самонаведения и телеуправления (рис. 6.12).

Приведенные уравнения составляют математическую модель управления ЗУР.

6.5. СПОСОБЫ СОЗДАНИЯ СИЛ И МОМЕНТОВ ДЛЯ УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЕТОМ

6.5.1. Аэродинамический способ

Аэродинамический способ создания сил является классическим. Традиционно управляющие моменты создаются аэродинамическими рулями для вывода корпуса ЗУР на угол атаки, а управляющие силы, перемещающие центр масс ракеты и изменяющие направление полета, создаются корпусом и крылом.

Как правило, ЗУР по аэродинамической схеме представляет собой осесимметричный летательный аппарат с четырьмя крестообразно расположенными крыльями (если они имеются) и рулями. Рули и крылья могут располагаться в одной плоскости или быть смещены относительно друг друга на 45°. Встречаются ЗУР не крестокрылой, а самолетной схемы.

Наибольшее распространение получили следующие аэродинамические схемы ЗУР: нормальная схема с крылом, нормальная бескрылая схема и схема «утка». Аэродинамическая схема с поворотным крылом не нашла широкого применения.

Рассмотрим явные выражения для сил и моментов, действующих при аэродинамическом способе их создания. Из предположения об осевой симметрии рассматриваемого летательного аппарата следует симметрия выражений для сил и моментов в проекциях на оси OY и OZ ССК. Дополнительно условимся рассматривать уравнения движения в отклонениях (вариациях) от кинематической траектории. Это позволяет исключить из рассмотрения постоянно действующую силу тяжести и ограничиться линейным приближением в представлении аэродинамических сил и моментов.

Исходя из принятых допущений, достаточно рассмотреть силы и моменты, действующие на летательный аппарат при его движении в вертикальной плоскости (так называемое движение «по тангажу»), и моменты, вызывающие движение по крену. Силы и моменты, действующие на летательный аппарат при его движени «по курсу», оказываются идентичными силам и моментам, вызывающим движение «по тангажу».

Выражения для аэродинамических сил и моментов в проекциях на соответствующие оси ССК различаются для нормальной аэродинамической схемы и аэродинамической схемы «утка». Это различие обусловлено расположением аэродинамических рулей относительно центра масс. Отсюда и различие в знаке отклонения руля и знаке подъемной силы на руле в рассматриваемых схемах для создания момента, вращающего корпус в одном направлении.

Согласно правому правилу знаков положительным считается такое отклонение руля, при котором, если смотреть с конца вектора угловой скорости вращения руля, направленного по положительной оси ССК, мы видим вращение руля против часовой стрелки. Этому соответствует следующее правило движения задней кромки руля: если смотреть на крестокрылый летательный аппарат с хвоста и принять ориентацию осей ССК в соответствии с рис. 6.1, то положительному отклонению рулей соответствует движение задней кромки руля вниз.

Рассмотрим летательный аппарат ***нормальной аэродинамической схемы***. В соответствии с правилом знаков отрицательное отклонение рулей создает положительную угловую скорость летательного аппарата,

которая вызывает появление положительного угла атаки и положительного бокового ускорения.

Принятое здесь правило знаков будем обозначать последовательностью символов:

$$-\delta \rightarrow +\omega \rightarrow +\alpha \rightarrow +W. \qquad (6.98)$$

С учетом правила знаков выражения для нормальной аэродинамической силы и аэродинамического момента запишутся (в предположении, что $\sin\alpha \approx \alpha$, $\cos\alpha \approx 1$) в виде

$$F_y = C_n^{\alpha}\alpha_y \cdot qS \cdot 57{,}3 - C_n^{\delta}\delta_y\, qS \cdot 57{,}3\,; \qquad (6.99)$$

$$F_z = C_n^{\alpha}\,\alpha_z\, qS \cdot 57{,}3 - C_n^{\delta}\delta_z\, qS \cdot 57{,}3\,; \qquad (6.100)$$

$$M_z = C_n^{\alpha}\alpha\left(\bar{x}_{\text{м}} - \bar{x}_{\text{д}}\right) qSL \cdot 57{,}3 + m_z^{\bar{\omega}_z}\frac{qSL^2}{V}\omega_z - m_{\text{с}}\left(x_1^2 - x_2^2\right)\omega_z + C_n^{\delta}\delta\left(\bar{x}_{\text{м}} - \bar{x}_{\text{р}}\right) qSL \cdot 57{,}3\,; \qquad (6.101)$$

$$M_y = C_n^{\alpha}\alpha\left(\bar{x}_{\text{м}} - \bar{x}_{\text{д}}\right) qSL \cdot 57{,}3 + m_z^{\bar{\omega}_z}\frac{qSL^2}{V}\omega_y - m_{\text{с}}\left(x_1^2 - x_2^2\right)\omega_y + C_n^{\delta}\delta_z\left(\bar{x}_{\text{м}} - \bar{x}_{\text{р}}\right) qSL \cdot 57{,}3\,. \qquad (6.102)$$

Здесь обозначено: F_y, F_z – проекции аэродинамической силы на оси $OY_{\text{св}}$, $OZ_{\text{св}}$ ССК; M_y, M_z – проекции аэродинамического момента на оси $OY_{\text{св}}$, $OZ_{\text{св}}$ ССК; C_n^{α} – производная коэффициента нормальной силы по углу атаки, $1/^{\circ}$; C_n^{δ} – производная коэффициента нормальной силы рулей по углу отклонения руля, $1/^{\circ}$; $m_z^{\bar{\omega}_z}$ – производная коэффициента момента демпфирования; $m_{\text{с}}$ – секундный массовый расход топлива двигателя, кг/с; x_1, x_2 – координаты среза сопла и переднего днища камеры маршевого двигателя относительно центра масс, м; $\bar{x}_{\text{м}}$, $\bar{x}_{\text{д}}$, $\bar{x}_{\text{р}}$ – координаты соответственно центра масс, центра давления и оси вращения руля, отнесенные к длине летательного аппарата L; S, L – соответственно площадь миделя и длина летательного аппарата; q – скоростной напор, Н/м^2.

Для летательного аппарата аэродинамической *схемы «утка»* имеем следующее правило знаков:

$$+\delta \rightarrow +\omega \rightarrow +\alpha \rightarrow +W. \qquad (6.103)$$

Выражения для нормальной аэродинамической силы и аэродинамического момента в схеме «утка» отличаются от нормальной схемы только знаком перед составляющими, пропорциональными углу отклонения руля.

В приведенных выражениях для нормальной силы (6.99), (6.100) первое слагаемое в правой части представляет составляющую аэродинамической силы, создаваемую углом атаки, второе слагаемое есть составляющая аэродинамической силы, создаваемая отклонением рулей.

В выражениях для аэродинамического момента (6.101), (6.102) первое слагаемое в правой части представляет момент статической устойчивости, второе и третье слагаемые есть демпфирующий момент (первое слагаемое демпфирующего момента создается аэродинамическими силами, а второе слагаемое создается кориолисовым ускорением, возникающим из-за действия истекающей реактивной струи маршевого двигателя на ракету при ее вращении), четвертое слагаемое есть управляющий момент, возникающий при отклонении аэродинамических рулей.

Момент, действующий на летательный аппарат относительно продольной оси $OX_{\text{св}}$, записывается в виде:

$$M_x = -m_x^{\delta_{\text{э}}}\delta_{\text{э}}\, qSd \cdot 57{,}3 - m_x^{\bar{\omega}_x}\omega_x\frac{qSd^2 \cdot 57{,}3}{2V} + m_x^{\text{ко}} qSd\,. \qquad (6.104)$$

Здесь обозначено: $m_x^{\delta_{\text{э}}}$ – производная коэффициента момента крена по углу отклонения элеронов, $1/^{\circ}$; $m_x^{\text{ко}}$ – коэффициент момента «косой обдувки»; d – диаметр летательного аппарата.

С точки зрения управления, критерием сравнения аэродинамических схем ЗУР, а также способов создания управляющих сил и моментов является ***маневренность ракеты.***

Под маневренностью ракеты понимается:

максимальная маневренность (располагаемая перегрузка): максимальное боковое ускорение (перегрузка), развиваемое ракетой;

маневровооруженность: производная ускорения по углу атаки – $\dfrac{\partial W}{\partial \alpha}$, $\dfrac{\text{м/с}^2}{\text{рад}}$;

время реакции ракеты: время выхода на определенный уровень от поданной скачком входной команды с учетом обратных связей системы стабилизации (раздел 6.7).

6.5.2. Газодинамический и комбинированный способы

К газодинамическим и комбинированным способам создания сил и моментов относятся отклонение вектора тяги маршевого двигателя и создание аэрореактивных сил с помощью специальных двигателей управления.

Отклонение вектора тяги традиционно применяется на начальном участке полета ракеты с малой скоростью для реализации разворота продольной оси ракеты в требуемом направлении (например, для склонения в сторону цели при вертикальном старте). Для этого используются газовые рули, интерцепторы или поворотные сопла маршевого двигателя. С этой же целью может использоваться впрыск топлива в закритическую часть сопла.

Газовые рули и поворотные сопла позволяют создавать моменты относительно трех осей ракеты (по тангажу, курсу и крену), пропорциональные управляющим командам. Максимальное значение силы, реализуемое при предельном отклонении газового руля, достигает 2 – 4% от тяги двигателя.

С помощью интерцепторов и впрыскивания топлива в закритическую часть сопла создаются управляющие моменты только по тангажу и курсу.

Указанные выше способы создания управляющих сил и моментов действуют при работе маршевого двигателя ракеты. На пассивном участке полета для реализации аэрореактивных сил и моментов используются специальные двигатели (газогенераторы), создающие истекающую реактивную струю.

Для перспективных высокоманевренных ЗУР, составляющих основу системы ПВО и обладающих сравнительно малой массой и габаритами, реализация высокой маневренности на всех режимах полета достигается двумя способами:

– использованием аэродинамического способа в сочетании с ракетным двигателем или системой импульсных ракетных микродвигателей, вынесенных относительно центра масс ракеты на некоторое расстояние (*«моментное»* управление);

– использованием аэродинамического способа в сочетании с двигателем (или системой импульсных двигателей), расположенным вблизи центра масс ракеты (*«поперечное»* управление).

Принцип моментного управления состоит в увеличении угловой скорости вращения корпуса ракеты с целью уменьшения времени выхода ракеты на угол атаки путем создания в нужный момент в нужном направлении реактивной тяги требуемого уровня. Реактивная тяга может создаваться либо специальным ракетным двигателем с общей камерой (твердотопливным или жидкостным) с регулируемым расходом через несколько сопел, либо системой импульсных ракетных твердотопливных микродвигателей. При этом боковое ускорение ракеты, изменяющее ее траекторию, создается преимущественно аэродинамической силой, т.е. за счет скорости ракеты и угла атаки.

Количество включаемых импульсных двигателей и их выбор (или расход рабочего тела, истекающего через сопло в случае двигателя с одной камерой) регулируется системой управления.

Составим выражения для нормальной газодинамической силы и создаваемого ею момента.

В случае газовых рулей:

$$F_{y\,\text{г.р}} = P^{\delta_{\text{г.р}}}\,\delta_{\text{г.р}};$$
$$M_{z\,\text{г.р}} = P^{\delta_{\text{г.р}}}(\bar{x}_{\text{м}} - \bar{x}_{\text{г.р}}) \cdot L\,\delta_{\text{г.р}}. \qquad (6.105)$$

Здесь $F_{y\,\text{г.р}}$, $M_{z\,\text{г.р}}$ – соответственно сила и момент, создаваемые газовыми рулями; $P^{\delta_{\text{г.р}}}$ – производная боковой силы, создаваемой при отклонении газовых рулей; $\delta_{\text{г.р}}$ – угол отклонения газовых рулей; $\bar{x}_{\text{г.р}}$ – относительная координата расположения газовых рулей.

Аналогично записываются выражения для управляющей реактивной силы, создаваемой специальным двигателем (газогенератором), при истечении реактивной струи перпендикулярно продольной оси ракеты и регулировании тяги пропорционально команде управления.

При способе создания управляющих сил и моментов системой импульсных микродвигателей выражения для газодинамической силы и создаваемого ею момента записываются через силу и момент от единичного ракетного микродвигателя:

$$F_y = \sum_{i=1}^{n} P_{yi};$$
$$M_z = \sum_{i=1}^{n} P_{yi}(\bar{x}_{\text{м}} - \bar{x}_i)\,L. \qquad (6.106)$$

Здесь P_{yi} – проекция тяги, создаваемая i-м единичным ракетным двигателем управления на ось OY ССК; x_i – относительная координата сопла i-го единичного двигателя управления; n – число включенных единичных двигателей управления.

В первом приближении уравнения (6.106) можно представить линейно зависимыми от числа включаемых двигателей:

$$F_y = P_1\,n;$$
$$M_z = P_1\left(\bar{x}_{\text{м}} - \bar{x}_{\text{иду}}\right)L\,n. \qquad (6.107)$$

Здесь P_1 – тяга единичного импульсного двигателя; $\bar{x}_{\text{иду}}$ – относительная координата центра масс импульсной двигательной установки.

Примером ЗУР с моментным управлением может служить американская ракета «Эринт-1», предназначенная для кинетического поражения тактических баллистических ракет в атмосфере.

Метод кинетического поражения (в американской терминологии – hit-to-kill) означает уничтожение боевой части тактической баллистической ракеты за счет кинетической энергии прямого удара ЗУР в отсек боевой части цели.

Прямое попадание обеспечивается только при высокой маневренности ЗУР. Высокая маневренность ЗУР «Эринт-1» достигается применением установленной в передней части системой высотного маневрирования, состоящей из 180 импульсных ракетных твердотопливных микродвигателей, расположенных рядами равномерно по корпусу через 20° по 10 двигателей в каждом ряду. Каждый двигатель включается индивидуально и способен создавать среднюю тягу 2500 Н в течение 0,02 с.

Рассмотрим управление при помощи ракетных двигателей, расположенных вблизи центра масс. При таком способе управления реактивная сила призвана непосредственно перемещать центр масс ракеты, поэтому уровень используемой реактивной силы должен быть достаточно высоким. Выше этот способ был назван поперечным управлением, а ракетный двигатель, размещенный вблизи центра масс и создающий тягу перпендикулярно продольной оси ракеты, называется *двигателем поперечного управления (ДПУ)*.

ДПУ может быть выполнен в виде однокамерного твердотопливного или жидкостного двигателя с несколькими соплами или в виде системы радиально расположенных отдельных твердотопливных двигателей.

Найдем выражение для создаваемой ДПУ нормальной газодинамической силы, пропорциональной команде управления:

$$F_y = P^{\sigma}\sigma. \tag{6.108}$$

Здесь P^{σ} – производная газодинамической силы по команде управления; σ – команда управления.

Примером ЗУР с поперечным управлением может служить французская ракета «Астер», предназначенная для системы ПВО средней дальности. На ракете вблизи центра масс расположен твердотопливный однокамерный ракетный двигатель с четырьмя радиально расположенными соплами. Каждое сопло перекрывается управляемой заслонкой. В результате создается тяга, пропорциональная команде управления в любом требуемом радиальном направлении.

Двигатель поперечного управления ракеты «Астер» способен создавать максимальную тягу 10 000 Н одновременно по тангажу и по курсу в течение 1 с.

В рассмотренном способе реактивная тяга создается двигателем поперечного управления дополнительно к аэродинамической подъемной силе, т.е. используется комбинированный способ создания управляющей силы. Отсюда и название этого способа: совместное форсажное и аэродинамическое управление (во французской терминологии PIF-PAF: Pilotage en Force-Pilotage Aérodynamique).

Рассмотрим влияние изменений в аэродинамике ракеты, происходящих при работе двигателей поперечного управления, на управление ракетой.

Принципиальная картина обтекания ракеты при выдуве реактивной струи перпендикулярно продольной оси ракеты изображена на рис. 6.13.

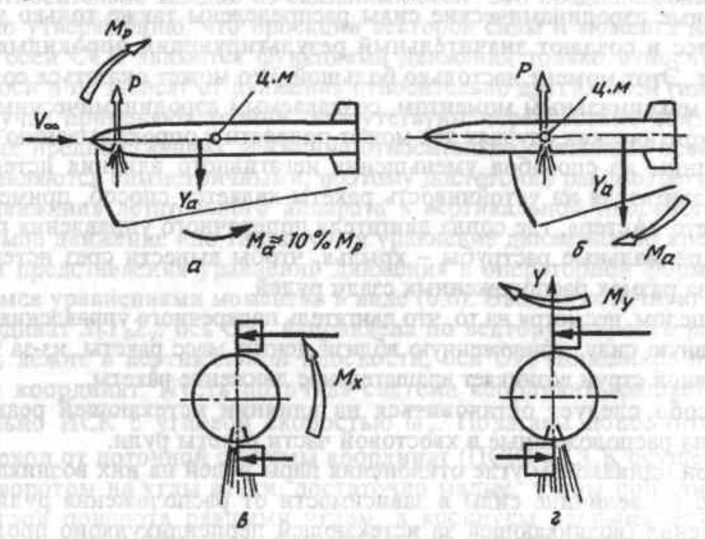


Рис. 6.13. Влияние истекающей поперечной реактивной струи на аэродинамику ракеты при газодинамическом способе управления:

а – моментное газодинамическое управление; *б* – поперечное газодинамическое управление; *в* – появление момента по крену из-за влияния на отклоненные по курсу хвостовые рули зоны разрежения за истекающей впереди поперечной реактивной струей; *г* – появление момента по курсу из-за влияния на отклоненные элероны разрежения за истекающей впереди поперечной реактивной струей

При выдуве реактивной струи перпендикулярно продольной оси ракеты, т.е. практически перпендикулярно набегающему сверхзвуковому потоку, перед струей возникает скачок уплотнения, за скачком создается

зона пониженного давления (относительно невозмущенного потока на противоположной стороне ракеты). Эта зона пониженного давления может быть различной протяженности и мощности в зависимости от направления струи по отношению к углу атаки ракеты.

При выдуве струи вблизи носовой части ракеты дополнительные аэродинамические силы, возникающие от влияния струи перед центром масс и сзади центра масс, в основном уравновешивают друг друга и суммарный момент относительно поперечных осей от аэродинамического взаимодействия струи с потоком незначителен (менее 10 % от момента, создаваемого реактивной тягой, при $\alpha \leq 20°$).

Иное дело при выдуве струи вблизи центра масс. В этом случае зона разрежения за скачком уплотнения распространяется только на половину корпуса ракеты за центром масс. Появляющиеся за счет этой зоны дополнительные аэродинамические силы распределены также только за центром масс и создают значительный результирующий опрокидывающий момент. Этот момент настолько большой, что может оказаться соизмеримым с максимальным моментом, создаваемым аэродинамическими рулями. В критических случаях это может привести к опрокидыванию ракеты.

Одним из способов уменьшения негативного влияния истекающей струи двигателя на устойчивость ракеты является способ, примененный на ракете «Астер», где сопла двигателя поперечного управления помещены в специальные раструбы – крылья, чтобы вынести срез истекающей струи за размах расположенных сзади рулей.

В целом, несмотря на то, что двигатель поперечного управления создает реактивную силу, приложенную вблизи центра масс ракеты, из-за влияния реактивной струи возникает вращательное движение ракеты.

Особо следует остановиться на влиянии истекающей реактивной струи на расположенные в хвостовой части ракеты рули.

При одинаковом угле отклонения пары рулей на них возникают различные по величине силы в зависимости от расположения руля в зоне разрежения (возникающей за истекающей перпендикулярно продольной оси ЗУР реактивной струей) или на противоположной стороне корпуса в невозмущенном потоке. Это приводит к появлению значительных возмущающих моментов: относительно поперечных осей при отклонении рулей в качестве элеронов и относительно продольной оси при отклонении рулей по тангажу или курсу (см. рис. 6.13). В результате управление воздушными рулями относительно поперечных осей может оказаться проблематичным. Примером может служить ЗУР «Эринт», где при работе импульсных двигателей аэродинамические рули, расположенные в хвостовой части ракеты, используются только в качестве элеронов, поддерживающих принудительное вращение по крену.

6.6. ДИНАМИЧЕСКИЕ СВОЙСТВА ЗУР

6.6.1. Операторное представление уравнений динамики

Для анализа динамических свойств ЗУР используется операторное представление уравнений динамики в отклонениях (вариациях) относительно кинематической траектории. В этом случае уравнения движения представляются линейными дифференциальными уравнениями. В силу медленного изменения коэффициентов уравнений по траектории полета их можно рассматривать в каждой точке траектории постоянными («замороженными»).

В данном разделе наряду с предположением об осевой симметрии ЗУР как летательного аппарата примем допущение о независимости движения относительно каждой из связанных осей. Это предположение равносильно утверждению, что проекции векторов силы и момента на каждую из осей ССК являются функциями движения только относительно данной оси и не зависят от движения относительно других осей (иногда в этом случае применяют термин: «отсутствуют перекрестные связи»). В принятых предположениях движения относительно связанных осей $OY_{\text{св}}$ и $OZ_{\text{св}}$ являются симметричными, поэтому достаточно рассмотреть уравнения движения летательного аппарата в вертикальной плоскости (так называемое движение «по тангажу») и уравнение движения по крену.

Для представления уравнений движения в операторной форме воспользуемся уравнениями моментов в виде (6.6). Введем поточную систему координат $X_v Y_v Z_v$: ось OX_v направлена по вектору скорости ракеты, ось OY_v лежит в вертикальной плоскости, ось OZ_v дополняет правую систему координат. Пусть поточная система координат вращается относительно ИСК с угловой скоростью $\overline{\omega}_v$. Полагаем дополнительно, что переход от поточной системы координат (ПСК) к ССК осуществляется поворотом на углы атаки, достаточно малые, чтобы положить синусы углов поворота равными углам, а косинусы равными единице. Уравнение сил в векторной форме во вращающейся ПСК имеет следующий вид:

$$\frac{d\tilde{\overline{V}}}{dt} + \overline{\omega}_v \times \overline{V} = \frac{\overline{F}}{m};$$

$$\frac{d\tilde{\overline{V}}}{dt} = \begin{vmatrix} \dot{V} \\ 0 \\ 0 \end{vmatrix}; \quad \overline{V} = \begin{vmatrix} V \\ 0 \\ 0 \end{vmatrix}; \quad \overline{\omega}_v = \begin{vmatrix} \dot{\theta}_x \\ \dot{\varphi} \\ \dot{\theta} \end{vmatrix}. \qquad (6.109)$$

Здесь через $\dfrac{d\tilde{\bar{V}}}{dt}$ обозначена производная вектора $\bar{V}$ в осях, вращающихся с угловой скоростью $\bar{\omega}_v$.

В проекциях на оси ПСК уравнения сил записываются в виде

$$\begin{aligned} m\dot{V} &= F_x; \\ mV\dot{\theta} &= F_y; \\ mV\dot{\varphi} &= F_z. \end{aligned} \tag{6.110}$$

Используя из уравнений моментов (6.6) уравнение в проекции на ось $OZ_{св}$ (с учетом того, что для осесимметричного летательного аппарата выполняется условие $I_y = I_z >> I_x$), а из уравнения сил (6.110) используя уравнение проекции на ось OY_v и соответствующие выражения для сил и моментов (6.99), (6.101), (6.105), (6.107), (6.108), получаем следующий операторный вид уравнений движения в вертикальной плоскости для летательного аппарата нормальной аэродинамической схемы:

$$\begin{aligned} p\,\theta &= \frac{1}{mV}\Big(C_n^{\alpha}\alpha\, qS\cdot 57{,}3 + P\,\alpha + C_n^{\delta}\delta\, q\,S\cdot 57{,}3 + \\ &\quad + P^{\delta_{гр}}\delta_{гр} + P_1\, n + P^{\sigma}\sigma\Big); \\ p\,\omega_z &= \frac{1}{I_z}\Big[C_n^{\alpha}\alpha\left(\bar{x}_{м}-\bar{x}_{д}\right) q\,S\,L\cdot 57{,}3 + m_z^{\bar{\omega}_z}\frac{q\,S\,L^2}{V}\omega_z - \\ &\quad - m_c\left(x_1^2 - x_2^2\right)\omega_z + C_n^{\delta}\,\delta\left(\bar{x}_{м}-\bar{x}_{р}\right) q\,S\,L\cdot 57{,}3 + \\ &\quad + P^{\delta_{гр}}\left(\bar{x}_{м}-\bar{x}_{гр}\right)L\,\delta_{гр} + P_1\left(\bar{x}_{м}-\bar{x}_{нду}\right)L\,n\Big]; \\ \omega_z &= p\,\theta + p\,\alpha, \end{aligned} \tag{6.111}$$

где p – оператор d/dt, P – тяга маршевого двигателя.

Третье уравнение в (6.111) есть уравнение кинематики, определяющее при движении в плоскости угол тангажа как сумму угла наклона вектора скорости и угла атаки.

Уравнение движения по крену в операторной форме получается из первого уравнения моментов (6.6) с учетом осесимметричности летательного аппарата ($I_y = I_z$) и выражения для проекции аэродинамического момента на продольную ось (6.104):

$$p\,\omega_x = \frac{1}{I_x}\left(-m_x^{\delta_э}\,\delta_э\, q\,S\,d\cdot 57{,}3 - m_x^{\bar{\omega}_x}\,\omega_x\,\frac{q\,S\,d^2\cdot 57{,}3}{2V}\right). \tag{6.112}$$

С учетом принятого выше допущения о независимости движения по крену от движения относительно связанных осей $OY_{св}$, $OZ_{св}$ момент косой обдувки в (6.104) принят равным нулю.

6.6.2. Динамические коэффициенты

Операторные уравнения динамики осесимметричного летательного аппарата удобно представить через динамические коэффициенты. Для уравнения продольного движения вводятся следующие коэффициенты.

Динамический коэффициент демпфирования a_1:

$$a_1 = -\frac{m_z^{\bar{\omega}_z}\, q\,S\,L^2}{V I_z} + m_c\left(x_1^2 - x_2^2\right),\ 1/с. \tag{6.113}$$

Здесь первое слагаемое определяется аэродинамическим демпфированием, а второе слагаемое создается на активном участке полета из-за кориолисова ускорения, возникающего при вращении летательного аппарата от воздействия истекающей реактивной струи маршевого двигателя.

Динамический коэффициент статической устойчивости a_2:

$$a_2 = -\frac{C_n^{\alpha}\left(\bar{x}_{м}-\bar{x}_{д}\right) q\,S\,L\cdot 57{,}3}{I_z},\ 1/с^2. \tag{6.114}$$

Для статически устойчивого летательного аппарата (т.е. при $\bar{x}_{м} - \bar{x}_{д} < 0$) коэффициент a_2 положительный, а для статически неустойчивого летательного аппарата (т.е. при $\bar{x}_{м} - \bar{x}_{д} > 0$) коэффициент a_2 отрицательный.

Динамический коэффициент эффективности аэродинамических рулей a_3:

$$a_3 = -\frac{C_n^{\delta}\left(\bar{x}_{м}-\bar{x}_{р}\right) q\,S\,L\cdot 57{,}3}{I_z},\ 1/с^2; \tag{6.115}$$

для аэродинамической схемы «утка»:

$$a_3 = \frac{C_n^{\delta}\left(\bar{x}_{м}-\bar{x}_{р}\right) q\,S\,L\cdot 57{,}3}{I_z},\ 1/с^2. \tag{6.116}$$

Динамический коэффициент эффективности газовых рулей $a_{3гр}$:

$$a_{3гр} = -\frac{P^{\delta_{гр}}\left(\bar{x}_{м}-\bar{x}_{гр}\right)L}{I_z},\ 1/с^2. \tag{6.117}$$

Динамический коэффициент эффективности импульсной двигательной установки $a_{3\,иду}$ (для случая ее переднего расположения, т.е. $\bar{x}_м - \bar{x}_{иду} > 0$):

$$a_{3\,иду} = \frac{P_1\left(\bar{x}_м - \bar{x}_{иду}\right)L}{I_z},\ 1/c^2 \qquad (6.118)$$

Динамический коэффициент нормальной силы, создаваемой аэродинамическим способом за счет угла атаки, a_4:

$$a_4 = \frac{C_n^{\alpha}\, q\, S \cdot 57{,}3}{m\,V} + \frac{P}{m\,V},\ 1/c. \qquad (6.119)$$

Здесь первое слагаемое создается аэродинамической подъемной силой, а второе слагаемое создается проекцией тяги маршевого двигателя на активном участке полета.

Динамический коэффициент нормальной силы, создаваемой двигателем поперечного управления, $a_{4\,дпу}$:

$$a_{4\,дпу} = \frac{P^{\sigma}}{m\,V},\ 1/c. \qquad (6.120)$$

Динамический коэффициент нормальной силы, создаваемой отклонением аэродинамических рулей, a_6:

для нормальной аэродинамической схемы коэффициент a_6 отрицательный:

$$a_6 = -\frac{C_n^{\delta}\, q\, S \cdot 57{,}3}{m\,V},\ 1/c, \qquad (6.121)$$

для аэродинамической схемы «утка» коэффициент a_6 положительный:

$$a_6 = \frac{C_n^{\delta}\, q\, S \cdot 57{,}3}{m\,V},\ 1/c. \qquad (6.122)$$

Динамический коэффициент нормальной силы, создаваемой газовыми рулями, $a_{6гр}$:

$$a_{6гр} = -\frac{P^{\delta_{гр}}}{m\,V},\ 1/c. \qquad (6.123)$$

Динамический коэффициент нормальной силы, создаваемой импульсной двигательной установкой, $a_{6\,иду}$:

$$a_{6\,иду} = \frac{P_1}{m\,V},\ 1/c. \qquad (6.124)$$

Для уравнения движения по крену вводятся следующие коэффициенты.

Динамический коэффициент аэродинамического демпфирования a_1':

$$a_1' = \frac{m_x^{\bar{\omega}_x}\, q\, S\, d^2}{2\,V\,I_x},\ 1/c. \qquad (6.125)$$

Динамический коэффициент эффективности аэродинамических элеронов a_3':

$$a_3' = \frac{m_x^{\delta_э}\, q\, S\, d \cdot 57{,}3}{I_x},\ 1/c. \qquad (6.126)$$

6.6.3. Передаточные функции осесимметричного летательного аппарата как объекта управления

С учетом введенных динамических коэффициентов операторные уравнения движения осесимметричного детательного аппарата (6.111) примут следующий вид.

Уравнения движения в вертикальной (боковой) плоскости для нормальной аэродинамической схемы:

$$\begin{aligned} p\,\theta &= a_4\alpha + a_{4\,дпу}\,\sigma - a_6\,\delta - a_{6гр}\,\delta_{гр} + a_{6\,иду}\,n; \\ p\,\omega &= -a_1\omega - a_2\alpha - a_3\delta - a_{3гр}\,\delta_{гр} + a_{3\,иду}\,n; \\ \omega &= p\,\theta + p\,\alpha. \end{aligned} \qquad (6.127)$$

Для аэродинамической схемы «утка»:

$$\begin{aligned} p\,\theta &= a_4\alpha + a_{4\,дпу}\,\sigma + a_6\,\delta - a_{6гр}\,\delta_{гр} + a_{6\,иду}\,n; \\ p\,\omega &= -a_1\omega - a_2\alpha + a_3\delta - a_{3гр}\,\delta_{гр} + a_{3\,иду}\,n; \\ \omega &= p\,\theta + p\,\alpha. \end{aligned} \qquad (6.128)$$

Уравнение движения по крену:

$$p\,\omega_x = -a_1'\,\omega_x - a_3'\,\delta_э. \qquad (6.129)$$

Решая операторным способом приведенные уравнения относительно неизвестных θ, α, ω , находим операторы, связывающие указанные неизвестные с входными воздействиями δ, *n*, σ.

Для летательного аппарата нормальной аэродинамической схемы получаем следующие операторные уравнения.

Операторное уравнение, связывающее угол атаки с управляющими воздействиями:

$$\alpha(t) = -\frac{a_3 - a_1 a_6 - a_6 p}{p^2 + p(a_1 + a_4) + a_2 + a_1 a_4}\,\delta(t) + \frac{a_{3\text{иду}} - a_1 a_{6\text{иду}} - a_{6\text{иду}} p}{p^2 + p(a_1 + a_4) + a_2 + a_1 a_4}\,n(t) - \frac{(p + a_1)\,a_{4\,\text{дпу}}}{p^2 + p(a_1 + a_4) + a_2 + a_1 a_4}\,\sigma(t). \qquad (6.130)$$

Первый оператор в (6.130) определяет угол атаки, возникающий вследствие появления угла отклонения руля, т.е. описывает аэродинамический способ управления. Второй оператор определяет угол атаки, возникающий от включенных управляющих импульсных двигателей, т.е. описывает газодинамическое моментное управление. Третий оператор определяет угол атаки, возникающий при поперечном управлении за счет изменения угла траектории, вызванного действием тяги двигателя поперечного управления.

Операторное уравнение, связывающее нормальное ускорение с управляющими воздействиями:

$$W(t) = -V a_6\,\frac{p^2 + a_1 p + a_2 + \dfrac{a_3 a_4}{a_6}}{p^2 + p(a_1 + a_4) + a_2 + a_1 a_4}\,\delta(t) + V a_{6\text{иду}}\,\frac{p^2 + a_1 p + a_2 + \dfrac{a_{3\text{иду}} a_4}{a_{6\text{иду}}}}{p^2 + p(a_1 + a_4) + a_2 + a_1 a_4}\,n(t) + V a_{4\,\text{дпу}}\,\frac{p^2 + a_1 p + a_2}{p^2 + p(a_1 + a_4) + a_2 + a_1 a_4}\,\sigma(t). \qquad (6.131)$$

В уравнении (6.131) каждый из трех операторов характеризует (как и выше) соответственно аэродинамический, газодинамический моментный и газодинамический поперечный способ создания сил и моментов.

Операторное уравнение, связывающее угловую скорость с управляющими воздействиями:

$$\omega(t) = -\frac{a_3(p + a_4) + a_2 a_6}{p^2 + p(a_1 + a_4) + a_2 + a_1 a_4}\,\delta(t) + \frac{a_{3\text{иду}}(p + a_4) + a_2 a_{6\text{иду}}}{p^2 + p(a_1 + a_4) + a_2 + a_1 a_4}\,n(t) + \frac{a_2 a_{4\,\text{дпу}}}{p^2 + p(a_1 + a_4) + a_2 + a_1 a_4}\,\sigma(t). \qquad (6.132)$$

Напомним, что в уравнениях (6.130) – (6.132) динамический коэффициент подъемной силы аэродинамических рулей $a_6 < 0$.

Для летательного аппарата аэродинамической схемы «утка» операторные уравнения для угла атаки, нормального ускорения и угловой скорости, полученные из (6.128), имеют вид, аналогичный уравнениям для нормальной схемы, за исключением того, что перед первыми членами, определяющими аэродинамический способ создания сил и моментов, стоит знак «+», а динамический коэффициент подъемной силы аэродинамических рулей $a_6 > 0$.

Если к уравнениям (6.130) – (6.132) применить преобразование Лапласа при нулевых начальных условиях, то их можно рассматривать как передаточные функции осесимметричного летательного аппарата. В этом случае фазовые координаты и входные воздействия представляют преобразования Лапласа $X(p)$ от соответствующих временных функций $x(t)$ [12]. Независимая переменная p передаточной функции может рассматриваться как мнимая переменная: $p = j\omega$, где ω есть круговая частота. При таком подходе передаточная функция изображается на комплексной плоскости в виде частотной характеристики.

Частотную характеристику удобно представить в виде произведения действительной функции (амплитудной частотной характеристики) и чисто мнимой функции (фазовой частотной характеристики). Амплитудная и фазовая частотные характеристики являются функциями круговой частоты ω, являющейся независимой переменной и изменяющейся от $-\infty$ до $+\infty$.

Частотная характеристика объекта имеет ясный физический смысл. Если на вход объекта воздействует гармоническая функция на частоте ω, то по истечении времени, достаточного для окончания собственного движения (в так называемом «установившемся режиме»), вынужденное движение объекта будет также гармонической функцией на той же частоте ω.

Амплитуда выходной функции (выхода объекта) равняется амплитуде входной функции (входа), умноженной на значение амплитудной характеристики на частоте ω, а фаза выхода будет отличаться от фазы входа на значение фазовой частотной характеристики на частоте ω.

Таким образом, передаточная функция и ее изображение в частотной области – частотная характеристика – характеризуют динамические свойства объекта: его способность увеличивать (форсировать) или уменьшать (подавлять) амплитуду входного гармонического сигнала и создавать положительный сдвиг по фазе (вносить опережение) или отрицательный сдвиг по фазе (вносить запаздывание) по отношению к фазе входного гармонического сигнала. Так как входной сигнал может быть представлен с помощью разложения в ряд Фурье в виде суммы гармонических функций, то указанное свойство частотной характеристики объекта полностью характеризует вид выходной функции (реакцию объекта).

Передаточные функции принято представлять в виде типовых звеньев первого порядка (апериодических) и второго порядка (колебательных), характеризуемых стандартными параметрами: коэффициентом усиления, постоянной времени и показателем колебательности (для звена второго порядка). Приведем передаточные функции летательного аппарата нормальной аэродинамической схемы (6.130)–(6.132) к стандартному виду.

Для аэродинамического способа создания сил и моментов получаем следующие передаточные функции.

Передаточная функция по углу атаки:

$$Y_\alpha(p) = \frac{\alpha(p)}{\delta(p)} = -\,\text{к}_\text{p}\,\text{к}_{1\text{p}}\,T_{1\text{c}}\frac{1 - T_{2\text{c}}}{1 + 2\,\xi_\text{p} T_\text{p}\,p + T_\text{p}^2\,p^2}, \tag{6.133}$$

где

$$\text{к}_\text{p} = \frac{a_3 a_4 + a_2 a_6}{a_2 + a_1 a_4}; \quad \text{к}_{1\text{p}} = \frac{a_3 - a_1 a_6}{a_3};$$

$$T_\text{p} = \frac{1}{\sqrt{a_2 + a_1 a_4}}; \quad \xi_\text{p} = \frac{a_1 + a_4}{2\sqrt{a_2 + a_1 a_4}};$$

$$T_{2\text{c}} = \frac{a_6}{a_3 - a_1 a_6}; \quad T_{1\text{c}} = \frac{a_3}{a_3 a_4 + a_2 a_6}.$$

Передаточная функция по нормальному ускорению:

$$Y_W(p) = \frac{W(p)}{\delta(p)} = -V\cdot\text{к}_\text{p}\frac{1 + 2\,\xi_W T_W\,p + T_W^2\,p^2}{1 + 2\,\xi_\text{p} T_\text{p}\,p + T_\text{p}^2\,p^2}, \tag{6.134}$$

где

$$T_W^2 = \frac{a_6}{a_3 a_4 + a_2 a_6}; \quad 2\,\xi_W T_W = \frac{a_1 a_6}{a_3 a_4 + a_2 a_6}.$$

Передаточная функция по угловой скорости:

$$Y_\omega(p) = \frac{\omega(p)}{\delta(p)} = -\,\text{к}_\text{p}\frac{1 + T_{1\text{c}}\,p}{1 + 2\,\xi_\text{p} T_\text{p}\,p + T_\text{p}^2\,p^2}. \tag{6.135}$$

Для аэродинамической схемы «утка» передаточные функции имеют аналогичный вид, различаясь тем, что знак «минус» перед выражением для передаточных функций меняется на знак «плюс».

Передаточные функции, связывающие кинематические параметры траектории (так назывемые «кинематические звенья»), имеют общий вид для нормальной схемы и схемы «утка»:

$$\begin{aligned} Y_{\text{к}1}(p) &= \frac{\omega(p)}{\alpha(p)} = \frac{1}{T_{1\text{c}}\text{к}_{1\text{p}}}\,\frac{1 + T_{1\text{c}}\,p}{1 - T_{2\text{c}}\,p}; \\ Y_{\text{к}2}(p) &= \frac{W(p)}{\alpha(p)} = \frac{V}{T_{1\text{c}}\,\text{к}_{1\text{p}}}\left(1 + 2\,\xi_W T_W\,p + T_W^2\,p^2\right). \end{aligned} \tag{6.136}$$

Для газодинамического моментного способа создания сил и моментов передаточные функции имеют такой же вид, как и передаточные функции для аэродинамического способа управления. В зависимости от расположения импульсной двигательной установки, впереди или за центром масс, передаточные функции совпадают по виду с соответствующими для схемы «утка» или нормальной схемы. Коэффициенты и постоянные времени выражаются через соответствующие динамические коэффициенты для моментного управления.

Для газодинамического поперечного управления (с помощью установленного в центре масс нормально к продольной оси двигателя поперечного управления) получаем следующие передаточные функции.

Передаточная функция по углу атаки:

$$Y_\alpha(p) = \frac{\alpha(p)}{\sigma(p)} = -\,\text{к}_{\alpha\,\text{ДПУ}}\frac{1 + T_{2\,\text{ДПУ}}\,p}{1 + 2\,\xi_\text{p} T_\text{p}\,p + T_\text{p}^2\,p^2}, \tag{6.137}$$

где $\text{к}_{\alpha\,\text{ДПУ}} = \dfrac{a_1 a_{4\,\text{ДПУ}}}{a_2 + a_1 a_4}$; $\quad T_{2\,\text{ДПУ}} = \dfrac{1}{a_1}$.

Передаточная функция по нормальному ускорению:

$$Y_W(p) = \frac{W(p)}{\sigma(p)} = V\,\text{к}_{\text{p}\,\text{ДПУ}}\frac{1 + 2\,\xi_{1\text{p}} T_{1\text{p}}\,p + T_{1\text{p}}^2\,p^2}{1 + 2\,\xi_\text{p} T_\text{p}\,p + T_\text{p}^2\,p^2}, \tag{6.138}$$

где $к_{р\,ДПУ} = a_{4\,ДПУ}\dfrac{a_2}{a_2 + a_1 a_4}$; $T_{1р} = \dfrac{1}{\sqrt{a_2}}$; $2\,\xi_{1р}T_{1р} = \dfrac{a_1}{a_2}$.

Передаточная функция по угловой скорости:

$$Y_{\omega}(p) = \frac{\omega(p)}{\sigma(p)} = к_{р\,ДПУ}\,\frac{1}{1 + 2\,\xi_р\,T_р\,p + T_р^2\,p^2}. \qquad (6.139)$$

Передаточная функция ЗУР по крену:

$$Y_{\omega_x}(p) = -\frac{\omega_x(p)}{\delta_э(p)} = к_р'\,\frac{1}{1 + T_р'\,p}, \qquad (6.140)$$

где $к_р' = \dfrac{a_3'}{a_1'}$; $T_р' = \dfrac{1}{a_1'}$.

6.6.4. Анализ динамических свойств ЗУР без учета бортовой системы стабилизации

Динамические свойства объекта управления полностью характеризуются двумя функциями. Ими являются во временной области переходная функция, т.е. реакция объекта на ступенчатое входное воздействие, и частотная характеристика в комплексной области.

Рассмотрим переходную функцию по углу атаки для статически устойчивой ЗУР при ***аэродинамическом способе*** создания сил и моментов, для чего найдем обратное преобразование Лапласа от передаточной функции (6.133) при постоянном по времени единичном отклонении руля (δ =1), начиная с момента t = 0 (при единичном скачкообразном входном воздействии). Так как подъемная сила на рулях мала по сравнению с подъемной силой корпуса ЗУР, упростим выражение (6.133), положив динамический коэффициент a_6 равным нулю. В этом случае передаточная функция ЗУР по углу атаки представляется в виде колебательного звена с коэффициентом усиления:

$$Y_{\alpha} = \frac{\alpha(p)}{\delta(p)} = -к_р\,T_{1c}\,\frac{1}{1 + 2\,\xi_р\,T_р + T_р^2\,p^2} \qquad (6.141)$$

Переходная функция ЗУР по углу атаки для передаточной функции (6.141) при нулевых начальных условиях имеет следующий вид для $\xi_р<1$ [12]:

$$\alpha(t) = -к_р T_{1c}\left[1 - e^{-\frac{\xi_р}{T_р}t}\left(\cos\frac{\sqrt{1-\xi_р^2}}{T_р}t + \frac{\xi_р}{\sqrt{1-\xi_р^2}} \times \sin\frac{\sqrt{1-\xi_р^2}}{T_р}t\right)\right]\delta(t)\,. \qquad (6.142)$$

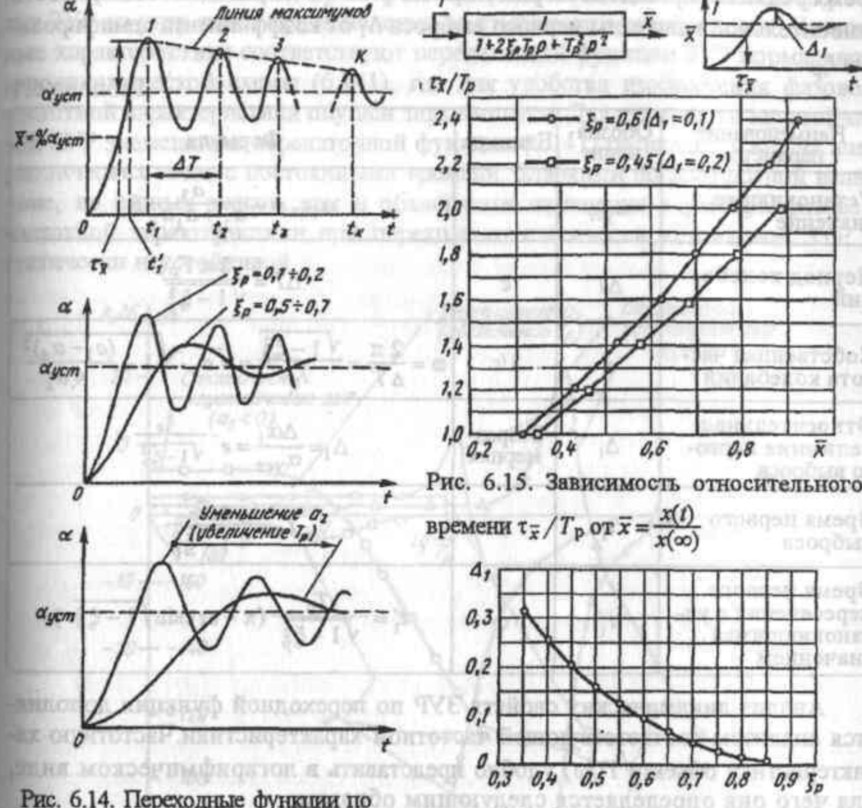


Рис. 6.14. Переходные функции по углу атаки для статически устойчивой ЗУР ($\xi_р<1$)

Рис. 6.15. Зависимость относительного времени $\tau_{\bar{x}}/T_р$ от $\bar{x} = \dfrac{x(t)}{x(\infty)}$

Рис. 6.16. Зависимость относительного выброса Δ_1 от показателя $\xi_р$ для колебательного звена

Вид переходной функции показан на рис. 6.14. Основные параметры переходной функции приведены в табл. 6.1.

Введем понятие времени переходного процесса, или времени реакции ЗУР $\tau_{\bar{x}}$, под которым будем понимать время достижения выходной координатой заданного уровня $\bar{x} = \dfrac{x_{вых}(t)}{x_{вых}(\infty)}$ при скачкообразном входном воздействии.

Для передаточной функции в виде колебательного звена (6.141) время реакции, отнесенное к постоянной времени $\tau_{\bar{x}}/T_р$, в виде зависимости от уровня установившегося значения, по которому оценивается

время реакции, приведено на рис. 6.15. На рис. 6.16 приведена зависимость относительной величины первого выброса Δ_1 от коэффициента демпфирования $\xi_р$.

Таблица 6.1

Наименование параметра	Обозначение	Единица	Формула
Установившееся значение	$\alpha_{уст}$	°	$\alpha_{уст} = -\dfrac{a_3}{a_2 + a_1 a_4}\delta$
Период колебаний	ΔT	с	$\Delta T = \dfrac{2\pi T_р}{\sqrt{1-\xi_р^2}}$
Собственная частота колебаний	ω	1/с	$\omega = \dfrac{2\pi}{\Delta T} = \dfrac{\sqrt{1-\xi_р^2}}{T_р} = \sqrt{a_2}\cdot\sqrt{1-\dfrac{(a_1-a_4)^2}{4a_2}}$
Относительная величина первого выброса	Δ_1	Безразмерная	$\Delta_1 = \dfrac{\Delta\alpha_1}{\alpha_{уст}} = e^{-\frac{\xi_р}{\sqrt{1-\xi_р^2}}\pi}$
Время первого выброса	t_1	с	$t_1 = \dfrac{\pi T_р}{\sqrt{1-\xi_р^2}}$
Время первого пересечения с установившимся значением	t_1'	с	$t_1' = \dfrac{T_р}{\sqrt{1-\xi_р^2}}(\pi - \arcsin\sqrt{1-\xi_р^2})$

Анализ динамических свойств ЗУР по переходной функции дополняется анализом соответствующей частотной характеристики. Частотную характеристику объекта $Y(j\omega)$ удобно представить в логарифмическом виде, для чего она определяется следующим образом:

$$Y(j\omega) = M(\omega)\cdot e^{j\varphi(\omega)};$$
$$M(\omega) = \sqrt{(\operatorname{Re} Y(j\omega))^2 + (\operatorname{J m} Y(j\omega))^2};$$
$$A(\lg\omega) = 20\lg M(\omega); \qquad (6.143)$$
$$\varphi(\lg\omega) = \operatorname{Arctg}\frac{\operatorname{J m} Y(j\omega)}{\operatorname{Re} Y(j\omega)}$$

Соотношения для $A(\lg\omega)$ и $\varphi(\lg\omega)$ в (6.143) называются соответственно логарифмическими амплитудной и фазовой частотной характеристиками объекта. При построении в качестве независимой переменной используется десятичный логарифм круговой частоты $\lg\omega$, в качестве функции для амплитудной характеристики используются децибелы ($20\lg A$), а для фазовой характеристики используются градусы.

На рис. 6.17 показан характер логарифмических частотных характеристик ЗУР по углу атаки при изменении ее статической устойчивости. Частотные характеристики соответствуют передаточной функции ЗУР нормальной аэродинамической схемы (6.141), где для удобства изображения фазовой частотной характеристики опущен знак «минус». Для статически неустойчивой ЗУР знаменатель передаточной функции (6.141) распадается на два апериодических звена с постоянными времени, близкими по абсолютной величине, но разных знаков, чем и объясняется изменение характера фазовой частотной характеристики при переходе от статически устойчивой ЗУР к статически неустойчивой.

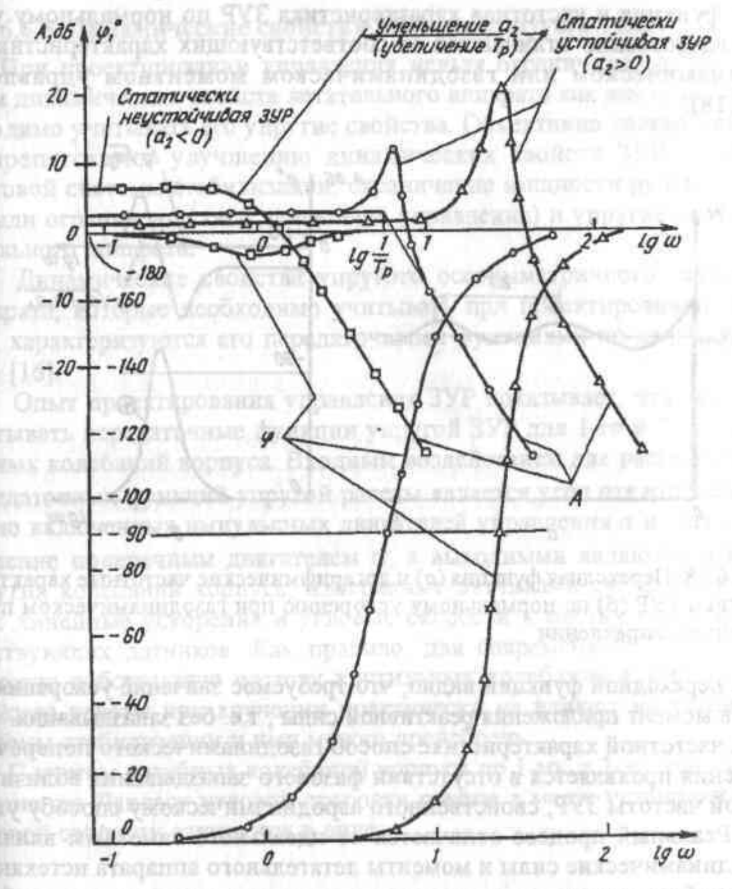


Рис. 6.17. Логарифмические частотные характеристики ЗУР по углу атаки

Газодинамический моментный способ управления ЗУР сводится к увеличению эффективности органов управления: появляются импульсные двигатели и коэффициент эффективности импульсной двигательной установки $a_{3иду}$. При этом собственная частота летательного аппарата остается такой же, как и при аэродинамическом способе создания сил и моментов, такой же остается его фазовая частотная характеристика, см. уравнение (6.130).

При *газодинамическом поперечном способе управления*, который характеризуется созданием газодинамической силы, приложенной в центре масс и непосредственно изменяющей траекторию полета, переходная функция и частотная характеристика ЗУР по нормальному ускорению качественно отличаются от соответствующих характеристик при аэродинамическом или газодинамическом моментном управлении (рис. 6.18).

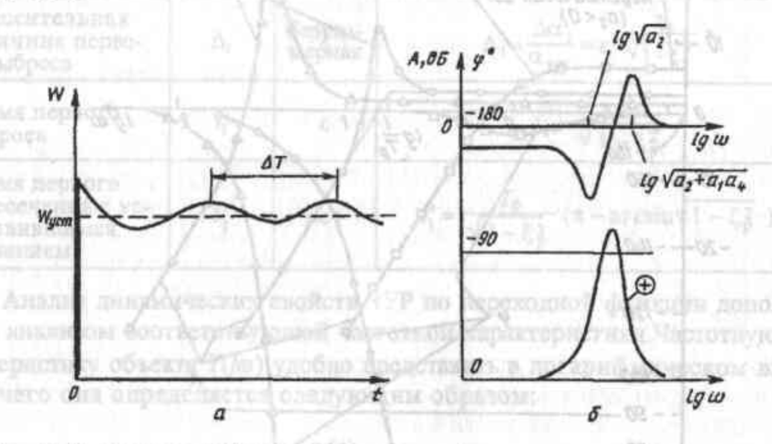


Рис. 6.18. Переходная функция (*а*) и логарифмические частотные характеристики ЗУР (*б*) по нормальному ускорению при газодинамическом поперечном управлении

На переходной функции видно, что требуемое значение ускорения возникает в момент приложения реактивной силы , т.е. без запаздывания.

На частотной характеристике способ газодинамического поперечного управления проявляется в отсутствии фазового запаздывания вблизи собственной частоты ЗУР, свойственного аэродинамическому способу управления. Реальный процесс отличается от идеального заметным влиянием на аэродинамические силы и моменты летательного аппарата истекающей реактивной струи двигателя поперечного управления (см. раздел 6.5.2). При этом сохраняется главное динамическое свойство летательного аппарата с газодинамическим поперечным управлением: уменьшение практически на порядок времени реакции по нормальному ускорению по сравнению с традиционным аэродинамическим управлением.

В настоящем разделе дан анализ динамических свойств ЗУР собственно как летательного аппарата без учета бортовой системы стабилизации. В системе управления важны динамические свойства ЗУР с бортовой системой стабилизации. Бортовая система стабилизации позволяет существенно скорректировать динамические свойства летательного аппарата. Например, статически неустойчивый летательный аппарат в этом случае оказывается вполне управляемым. Рассмотрению динамических свойств ЗУР совместно с бортовой системой стабилизации посвящен раздел 6.7.

6.6.5. Динамические свойства ЗУР как упругого тела

При проектировании управления нельзя ограничиваться рассмотрением динамических свойств летательного аппарата как жесткого тела; необходимо учитывать его упругие свойства. Объективно только два фактора препятствуют улучшению динамических свойств ЗУР с помощью бортовой системы стабилизации: ограничение мощности рулевого привода (или ограничение тяги двигателей управления) и упругие свойства летательного аппарата.

Динамические свойства упругого осесимметричного летательного аппарата, которые необходимо учитывать при проектировании управления, характеризуются его передаточными функциями по изгибу и кручению [16].

Опыт проектирования управления ЗУР показывает, что необходимо учитывать передаточные функции упругой ЗУР для 1-го и 2-го тонов изгибных колебаний корпуса. Входным воздействием для рассматриваемых передаточных функций упругой ракеты является угол отклонения руля δ, число включенных импульсных двигателей управления n и сигнал на управление поперечным двигателем σ, а выходными являются параметры упругих колебаний корпуса, измеряемые датчиками системы стабилизации: линейные ускорения и угловые скорости в местах установки соответствующих датчиков. Как правило, для современных ЗУР, имеющих высокую собственную частоту крутильных колебаний корпуса, упругие свойства ракеты при кручении практически не влияют на устойчивость системы стабилизации и ими можно пренебречь.

С учетом изгибных колебаний корпуса по 1-му и 2-му тону преобразование по Лапласу угловой скорости ракеты в месте установки датчика угловой скорости запишется в виде

$$\omega(p)|_{x_{\text{ДУС}}} = \left(-\kappa_{\text{р}} \frac{1 + T_{1\text{c}} p}{1 + 2\xi_{\text{р}} T_{\text{р}} p + T_{\text{р}}^2 p^2} + \sum_{i=1}^{2} \frac{p(\kappa_{i1} + \kappa_{i2} p^2)}{1 + 2\xi_i T_i p + T_i^2 p^2} \right) \delta(p) +$$

$$+ \left(\kappa_{\text{рИДУ}} \frac{1 + T_{1\text{c}} p}{1 + 2\xi_{\text{р}} T_{\text{р}} p + T_{\text{р}}^2 p^2} + \sum_{i=1}^{2} \frac{\kappa_{i\text{ИДУ}}^{\omega} p}{1 + 2\xi_i T_i p + T_i^2 p^2} \right) n(p) +$$

$$+ \left(\frac{\kappa_{\text{рДПУ}}}{1 + 2\xi_{\text{р}} T_{\text{р}} p + T_{\text{р}}^2 p^2} + \sum_{i=1}^{2} \frac{\kappa_{i\text{ДПУ}}^{\omega} p}{1 + 2\xi_i T_i p + T_i^2 p^2} \right) \sigma(p). \qquad (6.144)$$

Выражение в первых скобках представляет передаточную функцию при аэродинамическом способе создания сил и моментов для летательного аппарата нормальной аэродинамической схемы. Первый член является передаточной функцией ракеты как жесткого тела и соответствует (6.135). Второй и третий члены представляют передаточные функции упругой ракеты соответственно по 1-му и 2-му тону изгибных колебаний корпуса, возникающих при отклонении аэродинамических рулей.

Выражение во вторых скобках представляет передаточные функции ракеты как жесткого тела (первый член) и упругой ракеты по 1-му и 2-му тону изгибных колебаний (второй и третий члены) при газодинамическом моментном способе управления.

Выражение в третьих скобках представляет передаточные функции ракеты как жесткого тела (первый член) и упругой ракеты по 1-му и 2-му тону изгибных колебаний (второй и третий члены) при газодинамическом поперечном управлении.

Для передаточных функций упругой ракеты приняты следующие обозначения:

$\omega_i = \dfrac{1}{T_i}$ – собственные частоты 1-го (i = 1) и 2-го (i = 2) тона изгибных колебаний, 1/с;

ξ_i – коэффициенты демпфирования изгибных колебаний (экспериментально определенные значения коэффициентов демпфирования для ЗУР различных конструкций дают близкие значения: $\xi_1 = \xi_2 = 0{,}025$);

κ_{i1} – безразмерные коэффициенты, учитывающие воздействие на изгибные колебания ракеты (соответственно по 1-му и 2-му тону) нормальной силы, возникающей при отклонении рулей:

$$\kappa_{i1} = \frac{Y^{\delta} \cdot f_i'(x_{\text{ДУС}}) \cdot f_i(x_{\text{р}})}{m_i \cdot \omega_i^2};$$

κ_{i2} – коэффициенты, учитывающие воздействие на изгибные колебания ракеты инерционного момента, возникающего при отклонении рулей, с^2:

$$\kappa_{i2} = \frac{2 I_{\text{р}} f_i'(x_{\text{ДУС}}) f_i'(x_{\text{р}})}{m_i \omega_i^2};$$

$\kappa_{i\text{ИДУ}}^{\omega}$ – коэффициенты, учитывающие воздействие на изгибные колебания ракеты нормальной силы, возникающей при включении импульсных двигателей управления:

$$\kappa_{i\text{ИДУ}}^{\omega} = \frac{P_1 f_i'(x_{\text{ДУС}}) f_i(x_{\text{ИДУ}})}{m_i \omega_i^2};$$

$\kappa_{i\text{ДПУ}}^{\omega}$ – коэффициенты, учитывающие воздействие на изгибные колебания ракеты нормальной силы, возникающей при включении двигателя поперечного управления:

$$\kappa_{i\text{ДПУ}}^{\omega} = \frac{P^{\sigma} f_i'(x_{\text{ДУС}}) f_i(x_{\text{ДПУ}})}{m_i \omega_i^2};$$

m_i – приведенные массы ракеты по 1-му и 2-му тонам колебаний, кг/м:

$$m_i = \int_0^L m(x) f_i^2(x)\, dx;$$

$I_{\text{р}}$ – момент инерции одного руля, кг·м^2.

В этих выражениях $m(x)$ представляет распределенную массу ракеты, ω_i и $f_i(x)$ – собственную частоту и формы собственных колебаний ракеты по 1-му и 2-му тону (рис. 6.19).

Приведем выражение для передаточной функции упругой ракеты от входного воздействия до линейного ускорения в месте установки соответствующего датчика бортовой системы управления при аэродинамическом способе создания сил и моментов. При других способах передаточные функции имеют аналогичный вид. При этом опустим для простоты изложения первое слагаемое передаточной функции, соответствующее ракете как жесткому телу:

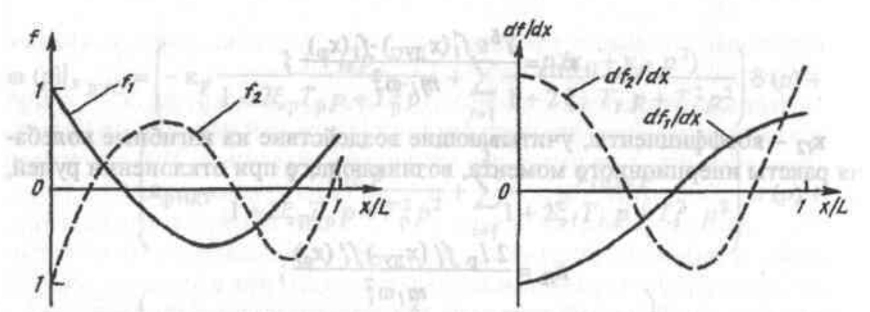


Рис. 6.19. Типовые формы собственных колебаний по изгибу для 1-го и 2-го тонов

$$\frac{W(p)}{\delta(p)} = \sum_{i=0}^{2} \frac{\kappa_i^W p^2}{1 + 2\xi_i T_i + T_i^2 p^2};$$

$$\kappa_i^W = \frac{Y^\delta \cdot f_i(x_{ДЛУ}) f_i(x_р)}{m_i \omega_i^2}. \qquad (6.145)$$

При проектировании системы стабилизации используются значения амплитудной характеристики упругой ракеты на собственной частоте соответственно 1-го и 2-го тонов колебаний.

Для аэродинамического способа управления эти выражения имеют следующий вид:

$$Y_i^\omega = \frac{1}{2\xi_i} \left| (\kappa_{i1} - \kappa_{i2}\omega_i^2) \right| \cdot \omega_i;$$

$$Y_i^W(\omega_i) = \frac{1}{2\xi_i} \left| \kappa_i^W \right| \cdot \omega_i^2. \qquad (6.146)$$

Аналогично записываются амплитуды частотной характеристики упругой ракеты на собственных частотах изгибных колебаний при газодинамических способах управления.

6.7. ПОСТРОЕНИЕ БОРТОВОЙ СИСТЕМЫ СТАБИЛИЗАЦИИ

6.7.1. Бортовая система стабилизации и решаемые ею задачи

Бортовая система стабилизации управляет вращательным движением летательного аппарата и созданием боковых ускорений (перпендикулярных продольной оси ракеты) по командам, вырабатываемым в контуре управления. Она представляет собой замкнутую систему регулирования, включающую летательный аппарат как объект регулирования, измерительные устройства (датчики угловых скоростей (ДУС), линейных ускорений (ДЛУ), углов поворота ССК), образующие обратные связи, устройство реализации (выполнения) уравнения стабилизации (6.37) и исполнительные устройства (рулевые приводы, двигатели управления).

Разделение системы управления летательным аппаратом на бортовую систему стабилизации и контур управления сложилось в практике проектирования управления ЗУР и основывается на разделении требований технических заданий, предъявляемых отдельно к каждой из этих составных частей общей системы управления. При этом не имеет значения, что для большинства современных ЗУР контур управления в виде соответствующих вычислительных средств, алгоритмов и информационных устройств реализуется на борту ЗУР. Основные требования технического задания к системе стабилизации ЗУР сводятся к обеспечению:

– заданной маневренности (располагаемых перегрузок и времени реакции, а также допустимого перерегулирования);

– заданного движения по крену (угловой или скоростной стабилизации);

– устойчивости контура упругих изгибных колебаний корпуса летательного аппарата;

– времени и точности углового разворота связанных осей и вектора скорости для ЗУР с вертикальным стартом.

Для выполнения предъявленных требований бортовая система стабилизации в общем случае формируется в виде трехканальной системы автоматического регулирования: относительно поперечных осей (так называемые каналы тангажа и курса) и продольной оси (канал крена).

Система бортовой стабилизации, как правило, структурно различается в зависимости от участка полета ЗУР (начальный этап полета и этап управления).

Начальный этап охватывает полет ЗУР от момента старта до достижения скорости, достаточной для создания боковых перегрузок, необходимых для управления траекторным движением (обычно это скорость, близкая к M = 1).

Этап управления охватывает полет ЗУР от момента достижения скорости, достаточной для управления траекторным движением, до момента встречи с целью.

На этапе управления структурно система бортовой стабилизации может разделяться в зависимости от аэродинамического или газодинамического способа создания управляющих сил и моментов.

Система стабилизации, включающая собственно летательный аппарат, обратные связи, вычислительные и исполнительные устройства, об-

разует контур стабилизации. Проектирование системы стабилизации представляет собой последовательный процесс.

На первом этапе проектирования осуществляется выбор структуры и формирование устойчивого контура стабилизации при рассмотрении отдельно изолированного поперечного движения и движения по крену. На этом этапе система уравнений, описывающая движение летательного аппарата, рассматривается в линейном приближении, в пренебрежении перекрестными членами, вызывающими взаимосвязанное движение. Методологически для анализа устойчивости используется частотный метод, передаточные функции и частотные характеристики летательного аппарата и элементов контура стабилизации.

На втором этапе проектирования рассматривается контур взаимосвязанного движения относительно поперечных осей и по крену. На данном этапе наряду с частотным анализом устойчивости используется математическое моделирование. Рассматривается реакция контура стабилизации на типовые входные команды управления.

В результате уточняется формирование системы стабилизации (параметры и структура контура стабилизации) для того, чтобы выполнить требования технического задания по обеспечению маневренности ЗУР.

6.7.2. Динамические свойства ЗУР с системой стабилизации

Динамические свойства изолированной ЗУР (без бортовой системы стабилизации), как правило, не обеспечивают наведение на цель с высокой точностью. Это объясняется недостаточным моментом аэродинамического демпфирования и большой зависимостью реализуемой перегрузки от статической устойчивости ЗУР. Как следствие, реакция изолированной (статически устойчивой) ЗУР на входную команду управления представляет собой длительно незатухающий колебательный процесс с большими перерегулированиями, что приводит к колебательной форме траектории полета ЗУР, большим промахам, а в некоторых случаях – к разрушению ЗУР на траектории из-за превышения боковой перегрузкой предельного значения, допустимого из условий прочности конструкции.

Современные скоростные ЗУР на режимах максимальной скорости могут оказаться статически неустойчивыми. Управление подобными ЗУР возможно только с помощью бортовой системы стабилизации.

Для пояснения основных функций, выполняемых бортовой системой стабилизации, рассмотрим типовую структурную схему системы стабилизации в одном из идентичных каналов поперечного движения ЗУР на участке управления при аэродинамическом способе создания сил и моментов (рис.6.20). В общем случае система стабилизации включает ракету как объект регулирования и две отрицательные обратные связи: по угловой скорости, измеряемой датчиком угловой скорости (ДУС), и по линей-

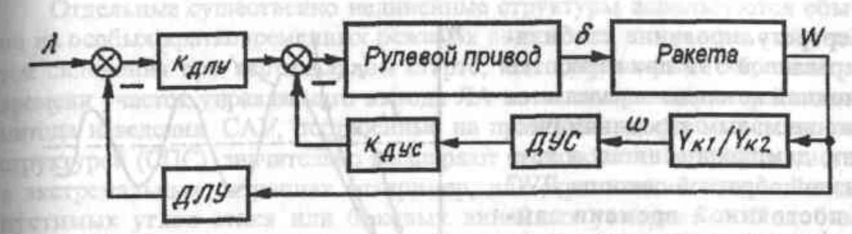


Рис. 6.20. Структурная схема типовой системы стабилизации поперечного движения ЗУР

ному ускорению, измеряемому датчиком линейных ускорений (ДЛУ). Входом для системы стабилизации поперечного движения является команда управления λ, выходом является линейное ускорение W, нормальное продольной оси ракеты.

На приведенной схеме $\text{к}_{ДЛУ}$ и $\text{к}_{ДУС}$ есть коэффициенты усиления по цепям ДЛУ и ДУС; $Y_{\text{к}1}$, $Y_{\text{к}2}$ – операторы кинематических звеньев в соответствии с уравнениями (6.136); δ – угол отклонения руля.

Запишем выражения для передаточной функции замкнутой системы стабилизации поперечного движения ЗУР.

Для упрощения анализа пренебрегаем коэффициентом подъемной силы на рулях в силу его малости по сравнению с коэффициентом общей подъемной силы ЗУР (т.е. примем, что $a_6 = 0$), кроме того, примем передаточную функцию рулевого привода равной единице.

Обозначив передаточную функцию замкнутой системы стабилизации через $Y_{\text{ст}}(p)$, получим (опуская малые члены, определяемые коэффициентами a_1 и a_4):

$$Y_{\text{ст}}(p) = \frac{W(p)}{\lambda(p)} = \frac{\text{к}_{\text{ст}}}{1 + 2\,\xi_{\text{ст}} T_{\text{ст}}\, p + T_{\text{ст}}^2\, p^2};$$

$$\text{к}_{\text{ст}} = \frac{V a_3 a_4 \text{к}_{ДЛУ}}{V a_3 a_4 \text{к}_{ДЛУ} + a_2}; \qquad (6.147)$$

$$T_{\text{ст}} = \frac{1}{\sqrt{V a_3 a_4 \text{к}_{ДЛУ} + a_2}}; \quad \xi_{\text{ст}} = \frac{a_3 \text{к}_{ДУС} \cdot T_{\text{ст}}}{2}.$$

Видно, что бортовая система стабилизации качественно изменяет маневренные характеристики ЗУР. Время реакции, определяемое постоянной времени $T_{\text{ст}}$, зависит не только от собственной статической устойчивости (динамический коэффициент a_2), но и от крутизны обратной связи по ускорению. Это позволяет добиваться меньшего времени реакции ракеты. Важно отметить, что бортовая система стабилизации, включающая статически неустойчивую ЗУР ($a_2 < 0$), может быть устойчивой.

Перерегулирование стабилизированной ЗУР при отработке входной команды определяется уже не малым аэродинамическим демпфированием, а крутизной обратной связи по ДУС и постоянной времени замкнутой системы стабилизации. Таким образом, за счет выбора крутизны обратных связей системы стабилизации можно влиять на динамические свойства ЗУР, улучшая ее маневренные свойства. На рис. 6.21 показан характер реакции нестабилизированной ЗУР (статически устойчивой и неустойчивой) на скачкообразное отклонение руля δ и реакция той же ЗУР с бортовой системой стабилизации при скачкообразном отклонении входной команды λ.

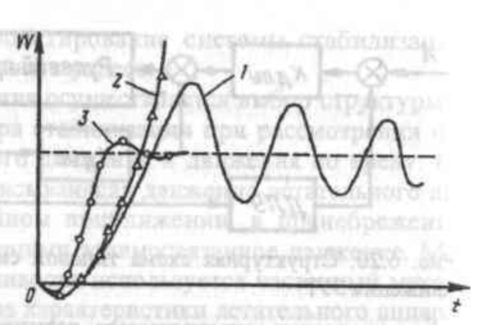


Рис. 6.21. Реакция ЗУР на скачкообразную входную команду:

1 – нестабилизированная статически устойчивая ЗУР ($a_2>0$); *2* – нестабилизированная статически неустойчивая ЗУР ($a_2<0$); *3* – ЗУР с бортовой системой стабилизации

6.7.3. Система стабилизации поперечного движения ЗУР при аэродинамическом способе создания сил и моментов

Рассмотрим типовые структурные схемы системы стабилизации поперечного движения ЗУР (по тангажу, курсу) на участке управления и приведем сравнение по следующим критериям:

– точности отработки команды управления, характеризуемой величиной статической ошибки;

– возможности управления статически неустойчивым летательным аппаратом;

– инвариантности к производственной асимметрии ракеты и ненулям бортовой системы стабилизации;

– чувствительности к упругим колебаниям корпуса ракеты, воспринимаемым датчиками системы стабилизации.

Ниже рассматриваются линейные структуры систем автоматического управления (САУ), включающие лишь отдельные нелинейные элементы типа ограничения максимальных сигналов. На первый взгляд, это сужает круг рассмотренных структур бортовой системы стабилизации. Следует, однако, иметь в виду, что большинство управляемых ракет (ЗУР, ракет класса «воздух–воздух», «воздух–земля», т.е. наиболее маневренных и быстродействующих ракет) управляется автоматическими системами, работающими в линейном или близком к линейному (квазилинейном) режимах.

Отдельные существенно нелинейные структуры используются обычно на особых кратковременных режимах полета: это или начальный участок склонения при вертикальном старте, или относительно короткий по времени участок управляемого вывода ЛА на кинематическую траекторию метода наведения. САУ, построенные на принципах систем с переменной структурой (СПС), значительно расширяют возможности линейных систем в экстремальных ситуациях (например, для ограничения предельно допустимых углов атаки или боковых линейных ускорений). Подобные кратковременные режимы не являются определяющими при формировании требований к аэродинамической компоновке ЗУР и ее оборудованию.

Система стабилизации с обратной связью по угловой скорости является простейшей и широко используется в ЗУР ближнего действия и малой дальности. Структура системы стабилизации с единственной обратной связью по угловой скорости применима только для статически устойчивых ракет и требует стабильного положения центра давления в реализуемом диапазоне углов атаки. Команда управления вычисляется и подается на вход бортовой системы стабилизации в соответствии с потребным углом отклонения рулей. Для ее вычисления используются аэродинамические характеристики подъемной силы ЗУР, эффективности рулей, балансировочные зависимости, значения высоты и скорости полета.

Отклонение аэродинамических и летно-баллистических характеристик от соответствующих значений, используемых для вычисления команды управления, приводит к несовпадению боковой перегрузки ЗУР с требуемой для реализации метода наведения и, как следствие, к увеличению промаха. К дополнительному промаху приводит в данной структуре влияние неучтенных производственных и эксплуатационных отклонений от номинальных значений параметров конструкции ракеты и бортовой аппаратуры.

Достоинством структуры стабилизации с единственной обратной связью по угловой скорости является простота аппаратурной реализации и, как следствие, минимальные масса, габариты и стоимость.

На рис. 6.22 показана структурная схема системы стабилизации поперечного движения с одной обратной связью по ДУС и введены следующие обозначения:

λ – входная команда управления;

λ_{max} – ограничение входной команды;

δ – угол отклонения руля;

ω – угловая скорость ракеты;

σ – сигнал на входе в рулевой привод;

ДУС – датчик угловой скорости;

$k_{ДУС}$ – коэффициент усиления по цепи ДУС.

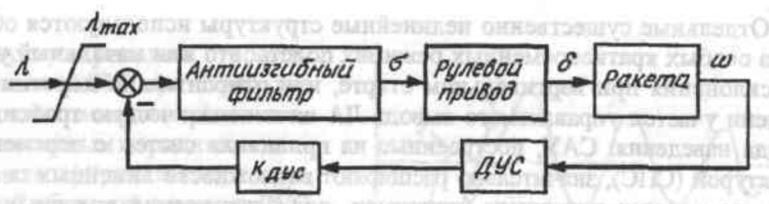


Рис. 6.22. Система стабилизации поперечного движения ЗУР с обратной связью по угловой скорости

Передаточная функция разомкнутого контура стабилизации имеет вид (по малости принято, что $a_6 = 0$)

$$Y_{раз}^{\omega}(p) = \frac{к_{ДУС}\, a_3\,(p + a_4)}{p^2 + (a_1 + a_4)\,p + a_2 + a_1 a_4}\, Y_{ДУС}(p)\, Y_{АИФ}(p)\, Y_{р.п}(p),$$

где $Y_{ДУС}(p)$, $Y_{р.п}(p)$, $Y_{АИФ}(p)$ – передаточные функции ДУС, рулевого привода и антиизгибного фильтра. Далее для простоты будем опускать аргумент в скобках (p) при написании общего вида передаточной функции.

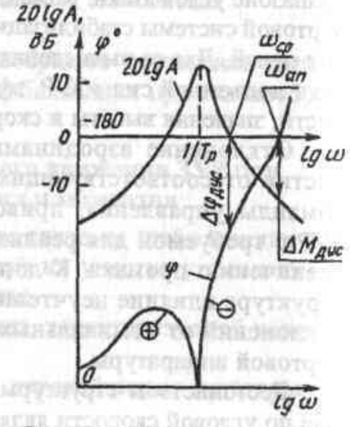


Рис. 6.23. Логарифмические частотные характеристики разомкнутого контура стабилизации с обратной связью по угловой скорости

Соответствующие логарифмические частотные характеристики приведены на рис. 6.23, где приняты следующие обозначения:

$\omega_{ср}$ – частота среза, соответствующая запасу устойчивости по фазе ($\Delta\varphi_{ДУС} = \varphi(\omega_{ср})$);

$\omega_{ап}$ – высокая частота, соответствующая значению фазовой характеристики – π, т.е. соответствующая запасу устойчивости по амплитуде на высокой частоте ($\Delta M_{ДУС} = A_{дб}(\omega_{ап})$);

Система стабилизации с обратными связями по угловой скорости и линейному ускорению является наиболее распространенной и используется для стабилизации ЗУР, как статически устойчивых, так и статически неустойчивых.

Обратная связь по боковому линейному ускорению обеспечивает устойчивость замкнутой системы стабилизации при ограниченной степени статической неустойчивости ЗУР, а также уменьшает чувствительность к

Структурная схема системы стабилизации с обратными связями по угловой скорости и линейному ускорению приведена на рис. 6.24. На схеме указаны связи, возникающие при движении ракеты как твердого тела и с учетом ее упругости.

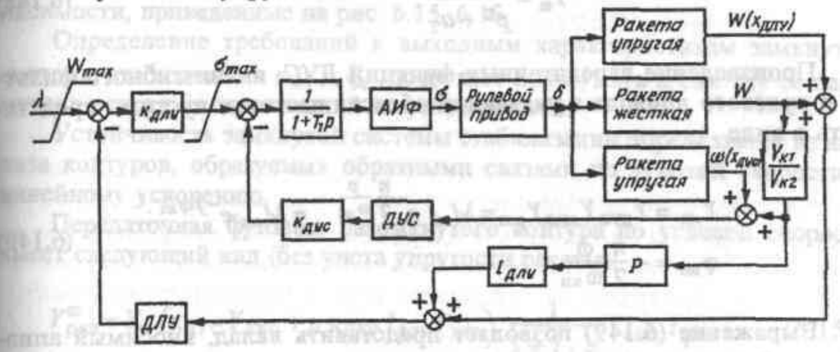


Рис. 6.24. Система стабилизации поперечного движения ЗУР с обратными связями по угловой скорости и линейному ускорению

Приняты следующие обозначения:

W – боковое линейное ускорение ракеты как твердого тела;

$W(x_{ДЛУ})$ – линейное ускорение упругой ракеты в месте установки ДЛУ;

ω – угловая скорость ракеты как твердого тела;

$\omega(x_{ДУС})$ – угловая скорость упругой ракеты в месте установки ДУС;

$Y_{к1}$, $Y_{к2}$ – операторы кинематических звеньев в соответствии с (6.136);

АИФ – антиизгибный фильтр;

$к_{ДУС}$, $к_{ДЛУ}$ – коэффициенты усиления по цепям ДУС и ДЛУ;

$l_{ДЛУ} = x_м - x_{ДЛУ}$ – расстояние от центра масс до места установки ДЛУ;

$x_м$ – координаты центра масс ЗУР;

$x_{ДУС}$, $x_{ДЛУ}$ – координаты установки ДУС и ДЛУ;

W_{max}, σ_{max} – ограничение соответственно входной команды управления и сигнала на входе в контур демпфирования.

Для вывода аналитических соотношений, связывающих запасы устойчивости в разомкнутом контуре стабилизации с основными динамическими характеристиками ракеты, коэффициентами усиления системы стабилизации и характеристиками рулевого привода, примем допущения, справедливость которых подтверждена практикой проектирования систем управления ЗУР.

На частотах, на которых формируются запасы по фазе и амплитуде, передаточную функцию ракеты можно представить в виде

$$Y_\omega = \frac{a_3 p}{p^2 + a_2}. \qquad (6.148)$$

Произведение передаточных функций ДУС, антиизгибного фильтра и рулевого привода в указанной области частот допустимо представить в виде

$$Y_{ап} = Y_{ДУС} Y_{АИФ} Y_{р.п} = M_{ап}\, e^{-\frac{\pi}{2}\frac{p}{\omega_{ап}}} = M_{ап}\, e^{-j\varphi_{ап}};$$
$$\varphi_{ап} = -\frac{\pi}{2}\frac{\omega}{\omega_{ап}}. \qquad (6.149)$$

Выражение (6.149) позволяет представить вклад, вносимый аппаратурной частью системы стабилизации в частотную характеристику разомкнутой системы, в виде чистого фазового запаздывания, линейно возрастающего с увеличением частоты и достигающего значения $-\pi/2$ на частоте $\omega_{ап}$. В целом подобное представление ракеты и аппаратурной части хорошо совпадает с реальной картиной и очень удобно для анализа.

На частотах, характеризующих траекторное движение ракеты, определяющих ее динамические свойства как составного звена контура управления и точность наведения, передаточная функция замкнутой системы стабилизации представляется в виде

$$Y_{ст} = \frac{W}{\lambda} = \frac{\kappa_{ст}}{1 + 2\xi_{ст} T_{ст} p + T_{ст}^2 p^2}, \qquad (6.150)$$

где

$$\kappa_{ст} = \frac{V a_3 a_4 \kappa_{ДЛУ}}{V a_3 a_4 \kappa_{ДЛУ} + a_2}; \qquad (6.151)$$

$$\omega_{ст} = \frac{1}{T_{ст}} = \sqrt{V a_3 a_4 \kappa_{ДЛУ} + a_2}; \qquad (6.152)$$

$$\xi_{ст} = \frac{a_3 \kappa_{ДУС}}{2\omega_{ст}}. \qquad (6.153)$$

Собственная частота замкнутой системы стабилизации $\omega_{ст}$ и показатель демпфирования $\xi_{ст}$ определяют ее время реакции и величину

выброса, т.е. динамические свойства стабилизируемой ЗУР. Связывают необходимые значения $\omega_{ст}$ и $\xi_{ст}$ с требуемыми в техническом задании временем реакции $\tau_{\bar{x}}$ и относительной величиной первого выброса Δ_1 зависимости, приведенные на рис. 6.15, 6.16.

Определение требований к выходным характеристикам замкнутой системы стабилизации $\omega_{ст}$ и $\xi_{ст}$ позволяет приступить к синтезу ее параметров исходя из ограничений по устойчивости.

Устойчивость замкнутой системы стабилизации определяется из анализа контуров, образуемых обратными связями по угловой скорости и линейному ускорению.

Передаточная функция разомкнутого контура по угловой скорости имеет следующий вид (без учета упругости ракеты):

$$Y^{\omega}_{раз} = Y_\omega \left(\kappa_{ДУС} Y_{ДУС} + p\,\kappa_{ДЛУ}\, l_{ДЛУ} Y_{ДЛУ}\right) \frac{1}{1 + T_1 p} Y_{АИФ} Y_{р.п}. \qquad (6.154)$$

В этом выражении введено обозначение $Y_{ДЛУ}$ для оператора датчика линейных ускорений.

Используя принятые допущения, а также полагая в интересующем нас диапазоне частот $Y_{ДУС} = Y_{ДЛУ}$, представим передаточную функцию $Y^{\omega}_{раз}$ в виде

$$Y^{\omega}_{раз} = \frac{a_3 \kappa_{ДУС}\, p\left(1 + \frac{\kappa_{ДЛУ}\, l_{ДЛУ}}{\kappa_{ДУС}} p\right)}{(p^2 + a_2)(1 + T_1 p)} Y_{ап}. \qquad (6.155)$$

$Y_{ап}$ дается выражением (6.149).

Из (6.154), (6.155), а также из схемы на рис. 6.24 видно, что в контуре по угловой скорости возникает кинематическое дифференцирующее звено первого порядка с постоянной времени $\kappa_{ДЛУ}\, l_{ДЛУ}/\kappa_{ДУС}$. Его появление вызвано тем, что датчик линейных ускорений в общем случае устанавливается на расстоянии $l_{ДЛУ}$ от центра масс летательного аппарата (положительное значение $l_{ДЛУ}$ соответствует установке ДЛУ впереди центра масс). Возникающая кинематическая связь вызывает большие трудности с обеспечением необходимого амплитудного запаса устойчивости, поэтому для ее компенсации в прямую цепь вводится фильтр с постоянной времени T_1:

$$T_1 = \frac{\kappa_{ДЛУ}\, l_{ДЛУ}}{\kappa_{ДУС}}. \qquad (6.156)$$

Выражение для частотной характеристики разомкнутого контура по угловой скорости для области частот $\omega > \sqrt{|a_2|}$ запишется в виде

$$Y_{\text{раз}}^{\omega} = \frac{a_3 \, \text{к}_{\text{ДУС}} \, \omega}{\omega^2 - a_2} M_{\text{ап}} \, e^{-j\frac{\pi}{2}\left(1 + \frac{\omega}{\omega_{\text{ап}}}\right)} . \tag{6.157}$$

Зададим ограничения на запасы устойчивости в разомкнутом контуре по угловой скорости по амплитуде ($\Delta M_{\text{ДУС}}$) и фазе ($\Delta\varphi_{\text{ДУС}}$). Тогда, учитывая, что запас по амплитуде формируется на частоте $\omega_{\text{ап}}$, где фаза разомкнутой частотной характеристики достигает значения $-\pi$, а запас по фазе формируется на частоте среза $\omega_{\text{ср}}$, при условии, что на этой частоте амплитуда разомкнутой частотной характеристики равна 1, получим два уравнения, определяющие требования к частоте аппаратурной части:

$$\omega_{\text{ап1}} = \frac{a_3 \, \text{к}_{\text{ДУС}} M_{\text{ап}}}{2 \, \Delta M_{\text{ДУС}}} + \sqrt{\left(\frac{a_3 \, \text{к}_{\text{ДУС}} M_{\text{ап}}}{2 \, \Delta M_{\text{ДУС}}}\right)^2 + a_2} \; ; \tag{6.158}$$

$$\omega_{\text{ап2}} = \frac{\omega_{\text{ср}}}{1 - \frac{2}{\pi} \Delta \varphi_{\text{ДУС}}} , \quad \omega_{\text{ср}} = \frac{a_3 \, \text{к}_{\text{ДУС}}}{2} + \sqrt{\left(\frac{a_3 \, \text{к}_{\text{ДУС}}}{2}\right)^2 + a_2} \; . \tag{6.159}$$

Выражение (6.158) определяет требование к частотной характеристике аппаратурной части из ограничения по амплитудному запасу устойчивости.

Выражение (6.159) определяет соответствующее требование из ограничения по запасу устойчивости по фазе и действует при дополнительных условиях:

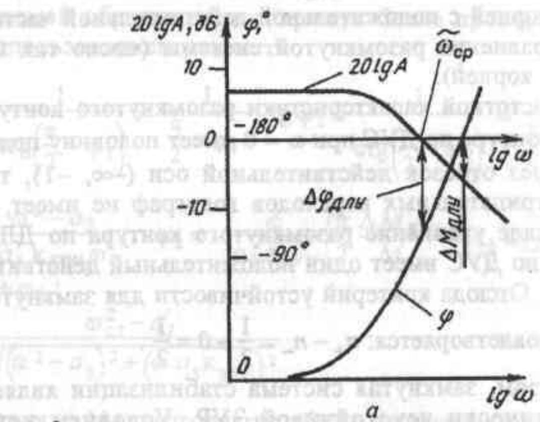
$$a_2 > 0 \quad \text{или} \quad a_2 < 0 \quad \text{и} \quad a_3 \, \text{к}_{\text{ДУС}} > 2\sqrt{|a_2|} \; . \tag{6.160}$$

В (6.157), (6.158) введено обозначение $M_{\text{ап}}$ для амплитудной характеристики аппаратурной части на частоте $\omega_{\text{ап}}$.

Следующим шагом после анализа устойчивости контура с обратной связью по угловой скорости является анализ устойчивости разомкнутого контура по линейному ускорению при замкнутом контуре по угловой скорости. Соответствующая передаточная функция имеет вид (без учета упругости ракеты)

$$Y_{\text{раз}}^{W} = Y_W \, \text{к}_{\text{ДЛУ}} Y_{\text{ДЛУ}} \frac{1}{1 + T_1 p} Y_{\text{АИФ}} Y_{\text{р.п}} \frac{1}{1 + Y_{\text{раз}}^{\omega}} . \tag{6.161}$$

Логарифмические частотные характеристики для $Y_{\text{раз}}^{W}$ приведены на рис. 6.25.



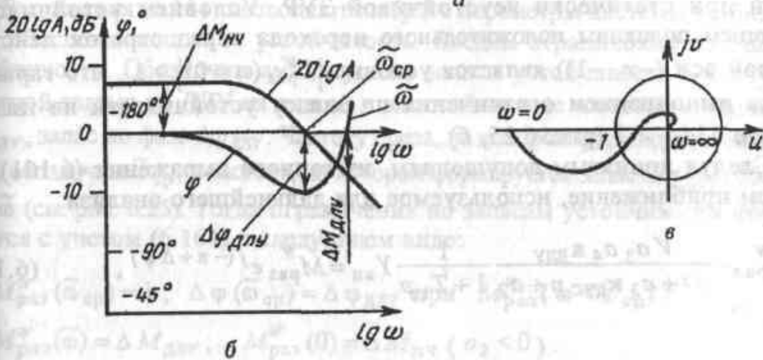


Рис. 6.25. Логарифмические частотные характеристики разомкнутого контура стабилизации по датчику линейных ускорений при замкнутой обратной связи по угловой скорости:

а – для статически устойчивой ракеты (a_2>0); *б* – для статически неустойчивой ракеты (a_2<0); *в* – годограф частотной характеристики (a_2<0)

Проиллюстрируем на примере статически неустойчивой ЗУР применение частотного критерия устойчивости в виде, приведенном в [37].

Система автоматического регулирования будет устойчивой, если разность между положительными n_+ и отрицательными n_- переходами частотной характеристики разомкнутой системы отрезка действительной оси $(-\infty, -1)$ равна

$$n_+ - n_- = \frac{p_1}{2},$$

где p_1 – число корней с положительной действительной частью характеристического уравнения разомкнутой системы (число так называемых «неустойчивых» корней).

Годограф частотной характеристики разомкнутого контура по ДЛУ при замкнутом контуре по ДУС при $\omega = 0$ имеет половину положительного перехода через отрезок действительной оси $(-\infty, -1)$, т.е. $n_+ = 1/2$ (рис. 6.25, *в*). Отрицательных переходов годограф не имеет, т.е. $n_- = 0$. Характеристическое уравнение разомкнутого контура по ДЛУ при замкнутом контуре по ДУС имеет один положительный действительный корень, т.е. $p_1 = 1$. Отсюда критерий устойчивости для замкнутой системы стабилизации удовлетворяется: $n_+ - n_- = \frac{1}{2} - 0 = \frac{1}{2}$.

Таким образом, замкнутая система стабилизации является устойчивой при статически неустойчивой ЗУР. Условием устойчивости (наличием половины положительного перехода через отрезок действительной оси $(-\infty, -1)$) является условие $\left|Y^W_{раз}(\omega = 0)\right| > 1$, что гарантируется выполнением ограничения по запасу устойчивости на низкой частоте $\Delta M_{нч} > 1$ (рис. 6.25, *б*).

Следуя принятым допущениям, из точного выражения (6.161) получаем приближение, используемое для дальнейшего анализа:

$$Y^W_{раз} = \frac{V a_3 a_4 к_{ДЛУ}}{p^2 + a_3 к_{ДУС} p + a_2} \frac{1}{1 + T_1 p} Y_{ап} = M^W_{раз} e^{j(-\pi + \Delta\varphi)}, \qquad (6.162)$$

где

$$M^W_{раз} = \frac{V a_3 a_4 к_{ДЛУ}}{\sqrt{(\omega^2 - a_2)^2 + (\omega a_3 к_{ДУС})^2}};$$
$$\Delta\varphi = \varphi_1 + \varphi_2;$$
$$\operatorname{tg}\varphi_1 = \frac{a_3 к_{ДУС} \omega}{\omega^2 - a_2}, \quad \omega > \sqrt{|a_2|}; \qquad (6.163)$$
$$\operatorname{tg}\varphi_2 = -\frac{\pi}{2}\frac{\omega}{\omega_{ап}} - T_1\omega.$$

Используя для $\omega_{ап}$ уравнение (6.158) и учитывая, что запасы устойчивости формируются на частотах $\omega > \sqrt{|a_2|}$, допустимо выражение

(6.158) принять в виде $\omega_{ап} = \frac{M_{ап} a_3 к_{ДУС}}{\Delta M_{ДУС}}$. Тогда уравнения (6.163) для рассматриваемой области частот примут более простой вид, с учетом (6.152) и использованием равенств

$$\operatorname{tg}\varphi_1 = \frac{1}{\operatorname{ctg}\left(\frac{\pi}{2} - \varphi_1\right)} \approx \frac{1}{\frac{\pi}{2} - \varphi_1}, \operatorname{tg}\varphi_2 = \frac{1}{\operatorname{ctg}\left(\frac{\pi}{2} - \varphi_2\right)} \approx \frac{1}{\frac{\pi}{2} - \varphi_2};$$

$$\varphi_1 = \frac{\pi}{2} - \frac{\omega^2 - a_2}{a_3 к_{ДУС} \omega}, \quad \varphi_2 = -\frac{\omega}{a_3 к_{ДУС}}\left(\frac{\pi}{2}\frac{\Delta M_{ДУС}}{M_{ап}} + a_3 к_{ДЛУ} l_{ДЛУ}\right);$$
$$\Delta\varphi = \varphi_1 + \varphi_2; \qquad (6.164)$$
$$M^W_{раз} = \frac{\omega^2_{ст} - a_2}{\sqrt{(\omega^2 - a_2)^2 + (\omega a_3 к_{ДУС})^2}}.$$

Выражения (6.164) позволяют выбрать параметры системы стабилизации, обеспечивающие ее устойчивость. Введем ограничения по запасам устойчивости. Обозначим амплитудные запасы устойчивости в контуре с обратной связью по ДЛУ на низкой и высокой частоте соответственно $\Delta M_{нч}$, $\Delta M_{ДЛУ}$, запас по фазе $\Delta\varphi_{ДЛУ}$. Частоту среза, на которой формируется запас по фазе, обозначим $\tilde{\omega}_{ср}$, а частоту, на которой формируется запас $\Delta M_{ДЛУ}$, обозначим $\tilde{\omega}$ (см. рис. 6.25). Тогда ограничения по запасам устойчивости формируются с учетом (6.164) в следующем виде:

$$M^W_{раз}(\tilde{\omega}_{ср}) = 1; \ \Delta\varphi(\tilde{\omega}_{ср}) = \Delta\varphi_{ДЛУ} \text{ при } M^W_{раз}(\omega < \tilde{\omega}_{ср}) > 1; \qquad (6.165)$$
$$M^W_{раз}(\tilde{\omega}) = \Delta M_{ДЛУ}; \quad M^W_{раз}(0) = \Delta M_{нч} \ (a_2 < 0).$$

Система уравнений, связывающая требования к маневренности, основные характеристики аэродинамической компоновки ЗУР, параметры системы стабилизации в виде коэффициентов усиления и запасов устойчивости, получается из (6.164), (6.165) в следующем виде:

$$C_1 = \frac{\pi}{2}\frac{\Delta M_{ДУС}}{M_{ап}} + a_3 к_{ДЛУ} l_{ДЛУ}; \quad C_2 = \frac{1}{\frac{\pi}{2} - \Delta\varphi_{ДЛУ}};$$
$$C_3 = \frac{1 + C_2^2 (1 + C_1)}{1 + C_2^2 (1 + C_1)^2}; \qquad (6.166)$$

$$\tilde{\omega}^2_{ср} = C_3 a_2 + \sqrt{(C_3 a_2)^2 + \left(\omega^2_{ст} - a_2\right)^2 - C_2 a_2^2}; \qquad (6.167)$$

$$a_3\,\text{к}_{\text{ДУС}} = \frac{C_2}{\tilde{\omega}_{\text{ср}}}\left(\tilde{\omega}^2_{\text{ср}} - a_2 + C_1\,\tilde{\omega}^2_{\text{ср}}\right); \tag{6.168}$$

$$\tilde{\omega} = \frac{\pi}{2}\,a_3\,\text{к}_{\text{ДУС}}\,\frac{1}{1+C_1}; \tag{6.169}$$

$$\Delta M_{\text{ДЛУ}} = \frac{\omega^2_{\text{ст}} - a_2}{\tilde{\omega}^2 - a_2}. \tag{6.170}$$

Для того чтобы завершить расчет параметров системы стабилизации, следует произвести расчет устойчивости контура изгибных колебаний (с учетом упругости ракеты) и связать потребную частоту аппаратурной части $\omega_{\text{ап}}$, полученную выше, с требуемой частотой рулевого привода.

Примем во внимание, что фазовый сдвиг, вносимый аппаратурной частью на частотах контура стабилизации, является суммой фазовых запаздываний, вносимых рулевым приводом, антиизгибным фильтром и соответствующим датчиком (ДУС или ДЛУ).

Дополнительно примем, что АИФ, предназначенный для амплитудного подавления на частоте первого тона изгибных колебаний корпуса ракеты, реализуется в виде остронаправленного дифференцирующего звена второго порядка ($\xi = 0{,}15$) и сильно демпфированного колебательного звена ($\xi = 1{,}0$) с одинаковыми собственными частотами, равными частоте первого тона $\omega_{\text{и}}$. В этом наиболее распространенном случае получаем простое соотношение, связывающее частоты аппаратурной части $\omega_{\text{ап}}$, рулевого привода $\omega_{\text{р.п}}$ и первого тона изгибных колебаний $\omega_{\text{и}}$:

$$\frac{1}{\omega_{\text{ап}}} = \frac{1}{\omega_{\text{р.п}}} + \frac{1}{\omega_{\text{и}}}. \tag{6.171}$$

Амплитудный запас устойчивости в контуре изгибных колебаний выражается через произведения амплитуд соответствующих операторов упругой ракеты на частоте первого тона изгибных колебаний и с учетом (6.146). Для структуры с обратными связями по ДУС и ДЛУ

$$M_{\text{изг}}(\omega_{\text{и}}) = \frac{1}{2\,\xi_{\text{и}}\,T_1}\sqrt{(\text{к}_{\text{ДУС}}\,\text{к}_{11})^2 + \left(\text{к}_{\text{ДЛУ}}\,\text{к}_1^W\,\omega_{\text{и}}\right)^2}\,. \tag{6.172}$$

Здесь $\omega_{\text{и}}$, $\xi_{\text{и}}$ – соответственно круговая частота и показатель демпфирования упругой ракеты по первому тону изгибных колебаний. Запас устойчивости по изгибу определяется по соотношению

$$\Delta M_{\text{изг}} = M_{\text{изг}}(\omega_{\text{и}})\,M_{\text{р.п}}(\omega_{\text{и}})\,\xi_1,$$

где $\xi_1 = 0{,}15$, а значение амплитудной характеристики рулевого привода на частоте первого тона изгибных колебаний $M_{\text{р.п}}(\omega_{\text{и}})$ при выполнении необходимого условия разнесения частот ($\omega_{\text{и}} > \omega_{\text{р.п}}$) имеет следующий вид:

$$M_{\text{р.п}}(\omega_{\text{и}}) = \frac{\sqrt{2}\left(\frac{\omega_{\text{р.п}}}{\omega_{\text{и}}}\right)^3}{\sqrt{1 - 2\left(\frac{\omega_{\text{р.п}}}{\omega_{\text{и}}}\right)^2 + 2\left(\frac{\omega_{\text{р.п}}}{\omega_{\text{и}}}\right)^6}}. \tag{6.173}$$

Опыт проектирования указывает на необходимость разнесения собственных частот рулевого привода и первого тона изгибных колебаний корпуса ракеты. Наиболее благоприятные условия для проектирования системы стабилизации обеспечиваются в том случае, когда собственная частота первого тона изгибных колебаний корпуса ЗУР превосходит собственную частоту рулевого привода более чем в два раза.

Проектирование бортовой системы стабилизации с использованием аналитических соотношений позволяет ясно представить скрытые закономерности, связывающие основные динамические параметры ЗУР и бортовой аппаратуры управления с выходными маневренными характеристиками управляемой ракеты, которые приводят к объективно неизбежным проектным решениям, но обычно остаются невыявленными, а потому не понятыми при использовании прямого (частотного) метода проектирования. При этом не снижается значение метода частотных характеристик, остающегося основным поверочным методом детального формирования контура стабилизации на этапах эскизного и технического проектирования, в то время как исследование с помощью аналитических соотношений используется на этапе выбора облика ЗУР, ее аэродинамической компоновки и при формировании технических требований к бортовому оборудованию.

***Пример** выбора основных параметров бортовой системы стабилизации с использованием аналитических соотношений.*

Требования технического задания к маневренности ЗУР (исходные данные):

– время выхода на 0,63 от установившегося значения ускорения при отработке скачкообразной входной команды составляет $\tau_{\bar{x}} = \tau_{0,63} = 0{,}05$с и 0,1с (т.е. в примере рассматриваются два значения $\tau_{\bar{x}}$);

– относительная величина первого выброса не превышает $\Delta_1 \le 0{,}2$.

Основные характеристики ЗУР:

– скорость полета $V = 1000$ м/с;

– маневровооруженность $Va_4 = 1500$ м/(с^2·рад) (2,65 ед/°);

– эффективность рулей $a_3 = 500$ 1/с^2.

ДЛУ установлен впереди центра масс на $l_{ДЛУ} = 0{,}75$ м, частота 1-го тона изгибных колебаний корпуса $\omega_и = 500$ рад/с, коэффициенты усиления упругой ракеты по 1-му тону изгибных колебаний $\kappa_{11} = 0{,}0032$, $\kappa_1^{\prime\prime} = 0{,}0032$ м, коэффициент демпфирования $\xi_и = 0{,}025$.

Система стабилизации характеризуется следующими ограничениями:

– запас устойчивости в контуре ДУС по амплитуде $\Delta M_{ДУС} \le 0{,}5$ (–6 дБ);

– запас устойчивости в контуре ДУС по фазе $\Delta\varphi \ge 0{,}5$ рад.;

– запас устойчивости в контуре по ДЛУ по амплитуде (на высокой частоте) $\Delta M_{ДЛУ} \le 0{,}5$ (–6 дБ) и низкой частоте $\Delta M_{н.ч} = 2$(+6 дБ);

– запас устойчивости в контуре по ДЛУ по фазе $\Delta\varphi_{ДЛУ} \ge 0{,}5$ рад.;

– амплитуда аппаратурной части на частотах, близких $\omega_{ап}$, $M_{ап} \le 1{,}4$ (+3 дБ).

Выстраивается следующая последовательная схема расчета параметров системы стабилизации ЗУР.

Задают требования к характеристикам маневренности ЗУР с учетом системы стабилизации:

$\tau_{\bar{x}}$ – время выхода на относительный уровень $\bar{x}$ от установившегося значения бокового ускорения при отработке скачкообразной входной команды;

Δ_1 – относительная величина первого выброса в указанном выше переходном процессе.

Задаются минимально допустимыми запасами устойчивости в контуре ДУС $\Delta M_{ДУС}$(амплитудным), $\Delta\varphi_{ДУС}$(фазовым) и величиной амплитудной характеристики аппаратурной части $M_{ап}$.

Задаются минимально допустимыми запасами устойчивости в контуре по ДЛУ $\Delta M_{ДЛУ}$(амплитудным), $\Delta\varphi_{ДЛУ}$(фазовым), $\Delta M_{н.ч} = 2$ (амплитудным на низкой частоте для $a_2 \le 0$).

Далее расчет выполняется в пронумерованной ниже последовательности.

1. Определяются потребные $\omega_{ст}$ и $\xi_{ст}$ по зависимостям, приведенным на рис. 6.15, 6.16.

2. Определяется необходимость обратной связи по ДЛУ или достаточность связи по ДУС для выполнения требования п.1:

если $\omega_{ст}^2 > a_2$, то требуется обратная связь по ДЛУ;

если $\omega_{ст}^2 < a_2$, то для выполнения требований п.1 достаточно обратной связи по ДУС;

если принимается структура с обратной связью по ДУС, то далее последовательная схема расчета следующая:

3. Определяются потребные значения частоты аппаратурной части схемы $\omega_{ап1}$ и $\omega_{ап2}$ по формулам :

$$\omega_{ап1} = \sqrt{a_2}\left(\xi_{ст}\frac{M_{ап}}{\Delta M_{ДУС}} + \sqrt{1+\left(\xi_{ст}\frac{M_{ап}}{\Delta M_{ДУС}}\right)^2}\right);$$

$$\omega_{ап2} = \sqrt{a_2}\,\frac{\xi_{ст}+\sqrt{1+\xi_{ст}^2}}{1-\frac{2}{\pi}\Delta\varphi_{ДУС}}.$$

4. Выбирается максимальное из двух значений частоты:

$$\omega_{ап} = \max(\omega_{ап1}, \omega_{ап2}).$$

5. Определяется коэффициент усиления по цепи угловой скорости:

$$\kappa_{ДУС} = \frac{1}{a_3}\frac{\omega_{ап}^2 - a_2}{\omega_{ап}}\frac{\Delta M_{ДУС}}{M_{ап}}, \quad \text{если} \quad \omega_{ап1} > \omega_{ап2};$$

$$\kappa_{ДУС} = \frac{1}{a_3}\omega_{ап}\left(1-\frac{2}{\pi}\Delta\varphi_{ДУС}\right), \quad \text{если} \quad \omega_{ап2} > \omega_{ап1}.$$

Если принимается структура с обратными связями по ДУС и ДЛУ, то далее последовательная схема расчета следующая:

6. Определяется значение коэффициента усиления по цепи ДЛУ:

– из условия выполнения требований п.1

$$(a_3\kappa_{ДЛУ})_1 = \frac{\omega_{ст}^2 - a_2}{V a_4};$$

– из условия запаса устойчивости на низкой частоте $\Delta M_{н.ч} = 2$ для статически неустойчивой ракеты ($a_2 < 0$)

$$(a_3\kappa_{ДЛУ})_2 = \frac{2\,|a_2|}{V a_4};$$

$$a_3\kappa_{ДЛУ} = \max\left((a_3\kappa_{ДЛУ})_1, (a_3\kappa_{ДЛУ})_2\right)$$

7. Вычисляются коэффициенты C_1, C_2, C_3:

$$C_1 = \frac{\pi}{2}\frac{\Delta M_{ДУС}}{M_{ап}} + a_3\kappa_{ДЛУ}l_{ДЛУ}; \quad C_2 = \frac{1}{\frac{\pi}{2}-\Delta\varphi_{ДЛУ}}; \quad C_3 = \frac{1+C_2^2(1+C_1)}{1+C_2^2(1+C_1)^2}.$$

8. Определяется, существует ли частота среза $\tilde{\omega}_{ср}$ в разомкнутом контуре по ДЛУ.

Если $\omega_{ст}^2 > 2a_2$ (при $a_2 > 0$), то:

9. Определяется частота среза в разомкнутом контуре по ДЛУ $\tilde{\omega}_{ср}$:

$$\tilde{\omega}_{ср} = \sqrt{C_3 a_2 + \sqrt{(C_3 a_2)^2 + \left(\omega_{ст}^2 - a_2\right)^2 + C_2^2 a_2^2}}.$$

10. Определяется значение коэффициента усиления по цепи ДУС:

– из условия обеспечения запаса устойчивости по фазе в контуре ДЛУ $\Delta\varphi_{ДЛУ}$

$$(a_3\kappa_{ДУС})_1 = \frac{C_2}{\tilde{\omega}_{ср}}\left(\tilde{\omega}_{ср}^2(1+C_1) - a_2\right);$$

– из условия обеспечения запаса устойчивости по амплитуде в контуре ДЛУ $\Delta M_{ДЛУ}$ и условия обеспечения заданного $\xi_{ст}$

$$(a_3 к_{ДУС})_2 = \frac{\pi}{2}\left(1 + C_1\right)\sqrt{\frac{\omega_{ст}^2 - a_2\,(1 - \Delta M_{ДЛУ})}{\Delta M_{ДЛУ}}}\ ;$$

$$(a_3 к_{ДУС})_3 = 2\,\xi_{ст}\,\omega_{ст}\ ;$$

$$a_3 к_{ДУС} = \max\left((a_3 к_{ДУС})_1,\ (a_3 к_{ДУС})_2,\ (a_3 к_{ДУС})_3\right).$$

11. Определяется потребная частота аппаратурной части $\omega_{ап}$, обеспечивающая запасы устойчивости в контуре по ДЛУ и в контуре по ДУС:

– с учетом обеспечения запаса устойчивости по амплитуде в контуре ДУС $\Delta M_{ДУС}$ $\omega_{ап1}$ и по фазе в контуре ДУС $\Delta\varphi_{ДУС}$ $\omega_{ап2}$:

$$\omega_{ап1} = \frac{a_3 к_{ДУС} M_{ап}}{\Delta M_{ДУС}}\ ;\quad \omega_{ап2} = \frac{1}{1 - \frac{2}{\pi}\Delta\varphi_{ДУС}}\left(\frac{a_3 к_{ДУС}}{2} + \sqrt{\left(\frac{a_3 к_{ДУС}}{2}\right)^2 + a_2}\ \right),$$

при $a_2 > 0$ или $a_2 < 0$ и $a_3 к_{ДУС} \ge 2\sqrt{|a_2|}$.

$$\omega_{ап} = \max\left(\omega_{ап1},\ \omega_{ап2}\right).$$

12. Определяются параметры системы стабилизации:

$$к_{ДУС} = \frac{a_3 к_{ДУС}}{a_3}\ ;\quad к_{ДЛУ} = \frac{a_3 к_{ДЛУ}}{a_3}\ ;\quad T_1 = \frac{к_{ДЛУ}\, l_{ДЛУ}}{к_{ДУС}}.$$

13. Определяется собственная частота рулевого привода $\omega_{р.п}$:

$$\frac{1}{\omega_{р.п}} = \frac{1}{\omega_{ап}} - \frac{1}{\omega_{и}}.$$

14. Определяется запас устойчивости в контуре первого тона изгибных колебаний:

– для системы стабилизации с одной связью по ДУС

$$M_{изг}(\omega_{и}) = \frac{к_{ДУС}\, к_{11}\, \omega_{и}}{2\,\xi_{и}}\ ;$$

– для системы стабилизации с обратными связями по ДУС и ДЛУ

$$M_{изг}(\omega_{и}) = \frac{1}{2\,\xi_{и}\, T_1}\sqrt{(к_{ДУС}\, к_{11})^2 + \left(к_{ДЛУ}\, к_1^{\Psi}\, \omega_{и}\right)^2}.$$

Формулы для $к_{11}$, $к_1^{\Psi}$ приведены в разделе 6.6.5. Общая формула для запаса устойчивости по изгибу имеет вид

$$\Delta M_{изг} = M_{изг}(\omega_{и})\,\xi_1\, M_{р.п}(\omega_{и})\ .$$

Результаты расчета сведены в табл. 6.2, где нумерация последовательных действий соответствует приведенной выше схеме.

Расчет произведен для нескольких значений динамического коэффициента устойчивости a_2.

Проанализируем результаты расчета.

Для выполнения заданных требований по маневренности стабилизируемой ЗУР (времени реакций $\tau_{0,63} \le 0{,}1$ с и величине выброса $\Delta_1 \le 0{,}2$) сформирована устойчивая система стабилизации. При этом для статически устойчивой ракеты ($a_2 = 500$ 1/с^2 и $a_2 = 1000$ 1/с^2) указанные требования выполняются в структуре системы стабилизации поперечного движения с единственной обратной связью по ДУС. Необходимая для устойчивости системы стабилизации частота рулевого привода (12–19 Гц) является вполне умеренной.

Для выполнения указанных требований ($\tau_{0,63} \le 0{,}1$с и $\tau_{0,63} \le 0{,}2$ с) статически нейтральной и неустойчивой ЗУР необходима структура с обратными связями по ДУС и ДЛУ. Требуемая для формирования собственная частота рулевого привода увеличивается, достигая 45 Гц для статически неустойчивой ЗУР ($a_2 = -500$ 1/с^2), что является предельно реализуемым значением для всех типов рулевых приводов.

При ужесточении требований к маневренности ЗУР ($\tau_{0,63} \le 0{,}05$ с) устойчивый контур стабилизации формируется только для статически устойчивой и статически нейтральной ЗУР.

При высокой степени статической устойчивости ($a_2 = 1000$ 1/с^2) достаточной для стабилизации оказывается структура с единственной обратной связью по ДУС. Требуемая для формирования собственная частота рулевого привода вполне реализуемая (19 Гц).

При уменьшении статической устойчивости ($a_2 = 500$ 1/с^2), а также для статически нейтральной ЗУР ($a_2 = 0$) необходима система стабилизации с обратными связями по ДУС и ДЛУ и более высокая собственная частота рулевого привода (соответственно 23 Гц и 40 Гц).

Для статически неустойчивой ЗУР требования к собственной частоте рулевого привода выходят за реализуемую область значений (составляют 60–90 Гц, что значительно выше предельно реализуемых 40–45 Гц). Для таких значений собственной частоты рулевого привода контур изгибных колебаний оказывается неустойчивым.

Рис. 6.26 помогает яснее представить общие закономерности, выявленные с помощью аналитического подхода. На нем приведена собственная частота рулевого привода $f_{р.п} = \omega_{р.п}/2\pi$, необходимая для реализации требований по времени реакции $\tau_{\bar{x}}$ и величине выброса Δ_1, в функции статической устойчивости ракеты, характеризуемой динамическим коэффициентом устойчивости a_2. Такое представление результатов отражает решающее влияние этих факторов на проектирование управление ЗУР.

Таблица 6.2

	$\tau_{0,63}$, с	0,05					0,1				
1	$\omega_{ст}$, $\xi_{ст}$	$\omega_{ст}$ = 30 рад/с, $\xi_{ст}$ = 0,45 , $2\xi_{ст}\omega_{ст}$ = 27					$\omega_{ст}$ = 15 рад/с, $\xi_{ст}$ = 0,45 , $2\xi_{ст}\omega_{ст}$ = 13,5				
	a_2, 1/с^2	1000	500	0	–250	–500	1000	500	0	–250	–500
2	Связь по ДЛУ	Не требуется	Требуется				Не требуется		Требуется		
3	$\omega_{ап1}$, рад/с $\omega_{ап2}$, рад/с	91,3 71,8					91,3 71,8	64,6 50,8			
4	$\omega_{ап}$, рад/с	91,3					91,3	64,6			
5	$к_{дус}$, с	0,057					0,057	0,04			
	$\omega_{ст}$, рад/с	31,6					31,6	22,4			
	$\tau_{\bar{x}}$, с	0,0475					0,0475	0,067			
6	$(a_3к_{длу})_1 / a_3$		0,00053	0,0012	0,00153	0,00187			0,0003	0,00063	0,00097
	$(a_3к_{длу})_2 / a_3$		–	–	0,00067	0,0013			–	0,00067	0,0013
	$к_{длу}$		0,00053	0,0012	0,00153	0,00187			0,0003	0,00067	0,0013
7	C_1		0,829	1,164	1,33	1,5			0,677	0,818	1,05
	C_2		0,923	0,923	0,923	0,923			0,923	0,923	0,923
	C_3		0,66	0,57	0,53	0,495			0,715	0,668	0,6
8	$\tilde{\omega}_{ср}$, наличие		нет	есть	есть	есть			есть	есть	есть
9	$\tilde{\omega}_{ср}$, рад/с			30	32,4	35,3			15	20	24,6

Окончание табл. 6.2

	$\tau_{0,63}$, с	0,05					0,1				
1	$\omega_{ст}$, $\xi_{ст}$	$\omega_{ст}$ = 30 рад/с, $\xi_{ст}$ = 0,45 , $2\xi_{ст}\omega_{ст}$ = 27					$\omega_{ст}$ = 15 рад/с, $\xi_{ст}$ = 0,45 , $2\xi_{ст}\omega_{ст}$ = 13,5				
	a_2, 1/с^2	1000	500	0	–250	–500	1000	500	0	–250	–500
10	$(a_3к_{дус})_1$		40	60	77	95			23	44	65,3
	$(a_3к_{дус})_2$		37	58,5	67	76,5			22,6	30,6	40
	$(a_3к_{дус})_3$	27	27	27	27	27		13,5	13,5	13,5	13,5
	$a_3к_{дус}$		40	60	77	95			23	44	65,3
11	$\omega_{ап1}$, рад/с		116	168	215	264			64	122	180
	$\omega_{ап2}$, рад/с		74	88	106	130			34	57	84
	$\omega_{ап}$, рад/с		116	168	215	264			64	122	180
12	$к_{дус}$, с		0,08	0,12	0,154	0,19			0,046	0,088	0,13
	$к_{длу}$, с^2/м		0,00053	0,0012	0,00153	0,00187			0,00030	0,00067	0,0013
	T_1, с		0,005	0,0075	0,0075	0,0075			0,0049	0,0054	0,0075
13	$\omega_{р\,п}$, рад/с	118	150	253	377	560	118	74	73	160	281
14	$M_{р\,п}(\omega_{н})$	0,02	0,042	0,255	1,25	1,26	0,02	0,0046	0,0046	0,051	0,38
	$M_{изг}$	1,82	2,4	5,12	6,52	8	1,82	1,28	2	3,9	5,7
	$\Delta M_{изг}$	0,0055	0,015	0,2	1,22	1,5	0,0055	0,0009	0,00176	0,03	0,32

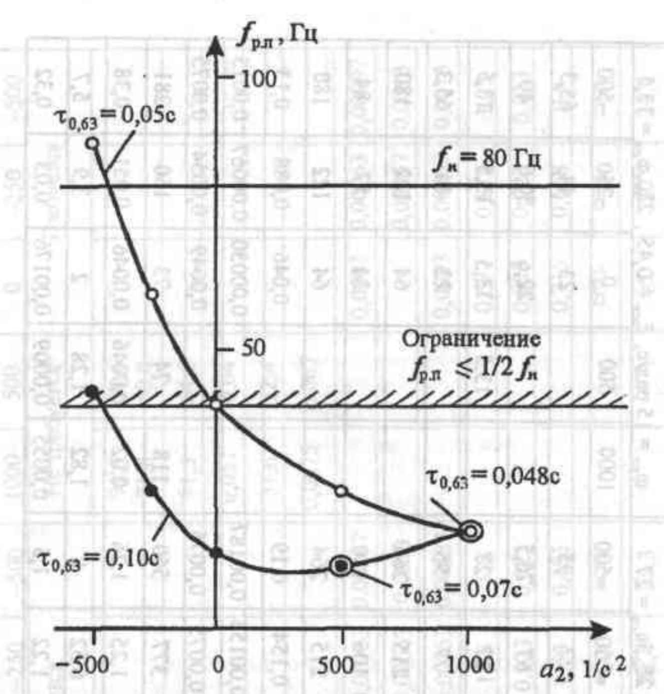


Рис. 6.26. Собственная частота рулевого привода в зависимости от статической устойчивости ракеты:
◉ – структура с одной связью по ДУС

Требуемая для стабилизации собственная частота рулевого привода нелинейно возрастает при увеличении статической неустойчивости ракеты.

Увеличение быстродействия (уменьшение времени реакции $\tau_{\bar{x}}$) для статически неустойчивой ракеты требует все более высокой частоты рулевого привода. Для обеспечения одинакового времени реакция статически устойчивый летательный аппарат допускает применение рулевого привода со значительно меньшей собственной частотой (в 2–3 раза) по сравнению со статически неустойчивым. И обратно, при одинаковой собственной частоте рулевого привода статически неустойчивая ракета отрабатывает входную команду примерно в два раза медленнее, чем статически устойчивая.

Если принять во внимание, что собственная частота рулевого привода однозначно определяет его мощность, то для статически неустойчивой ракеты при одинаковом времени реакции со статически устойчивой ракетой требуется более мощный рулевой привод, а следовательно, больший по габаритам и массе отсек рулевого управления.

Ракета с высокой статической устойчивостью, достаточной для выполнения требований по быстродействию, использует систему стабилизации поперечного движения с одной обратной связью по ДУС. Такая ракета требует для стабилизации рулевой привод с меньшей собственной частотой, а следовательно, при прочих равных условиях, с меньшей мощностью и массогабаритными характеристиками.

Статическая устойчивость – один из двух факторов, определяющих предельные маневренные возможности стабилизируемой ракеты. Существует максимально допустимая статическая неустойчивость ракеты, ограничивающая область, где возможно формирование устойчивой системы стабилизации при выполнении заданных требований по быстродействию и выбросу и реализуемой собственной частоте рулевого привода.

Вторым фактором, ограничивающим увеличение быстродействия, является изгибная жесткость летательного аппарата. Здесь действует уже выявленная причинно-следственная связь: для уменьшения времени реакции статически неустойчивой ракеты необходимо увеличивать крутизну обратных связей по ускорению и угловой скорости, но требование устойчивости контура изгибных колебаний препятствует этому увеличению.

Для ракеты с высокой статической устойчивостью, использующей для стабилизации единственную связь по ДУС, запасы устойчивости в контуре изгибных колебаний больше, чем при использовании структуры с двумя обратными связями.

При уменьшении статической устойчивости все сложнее выдержать условие разнесения собственных частот рулевого привода и первого тона изгибных колебаний ($\omega_{р.п} \leq \omega_и/2$) и обеспечить устойчивость системы стабилизации с учетом упругости ракеты.

Рассмотренный пример иллюстрирует первый цикл итерационного процесса проектирования управления, выполняемый на этапе выбора облика ЗУР. Если результатом первого цикла для статически неустойчивой ракеты является отрицательный ответ, это означает несовместимость заданных требований по маневренности с аэродинамической компоновкой (степенью статической неустойчивости), компоновкой аппаратуры управления (расположением ДУС и ДЛУ по отношению к упругой линии ракеты), жесткостью ракеты как упругого тела (собственной частотой и коэффициентами передачи первого тона изгибных колебаний корпуса).

Возникает необходимость второго цикла проектирования управления. Методологически он выполняется аналогично первому, по тем же аналитическим соотношениям, но с изменением исходных данных. Возможны следующие решения:

– увеличение статической устойчивости путем изменения аэродинамической компоновки ракеты;

– уменьшение коэффициентов передачи упругой ракеты путем выноса ДУС и ДЛУ в более оптимальные места относительно упругой линии. Такое решение использовано на ЗУР «Пэтриот» (США), где ДУС вынесен из блока управления и размещен вблизи передней крышки двигателя в пучности упругой линии первого тона;

– увеличение собственной частоты изгибных колебаний и снижение коэффициентов передачи путем увеличения жесткости корпуса ракеты, в частности за счет перехода на другие материалы корпуса двигателя и других отсеков.

6.7.4. Система стабилизации поперечного движения ЗУР при сочетании аэродинамического и газодинамического способов создания сил и моментов

При аэродинамическом способе создания сил и моментов маневренные характеристики ЗУР (располагаемые перегрузки и время реакции) ухудшаются с уменьшением скоростного напора, т.е. с увеличением дальности и высоты полета. Вместе с тем эффективное поражение современных целей на безопасных от обороняемого объекта рубежах, т.е. на больших дальностях и высотах, возможно лишь при реализации высокой маневренности ЗУР, многократно превосходящей возможности аэродинамического способа создания сил и моментов.

Ключевыми технологиями для перспективных ЗУР, позволяющими в 10–12 раз улучшить их маневренные возможности, являются газодинамические способы создания сил и моментов: моментное и поперечное управление (см. раздел 6.5.2). Анализ тенденций развития ракетной техники показывает, что многие разрабатываемые ЗУР средней дальности и многие ЗУР малой дальности используют на конечном участке перехвата моментное или поперечное газодинамическое управление в сочетании с традиционным аэродинамическим управлением.

Система стабилизации с использованием моментного газодинамического управления основывается на применении импульсной двигательной установки, создающей реактивные силы, увеличивающие угловую скорость при выходе ракеты на угол атаки.

Структурная схема системы стабилизации, сочетающей моментное газодинамическое и аэродинамическое управление, приведена на рис. 6.27.

Передаточные функции ракеты при аэродинамическом и газодинамическом способах создания сил и моментов (соответственно Y_W^a, $Y_W^{\text{ИДУ}}$) получены из операторного уравнения (6.131), представляются в едином виде

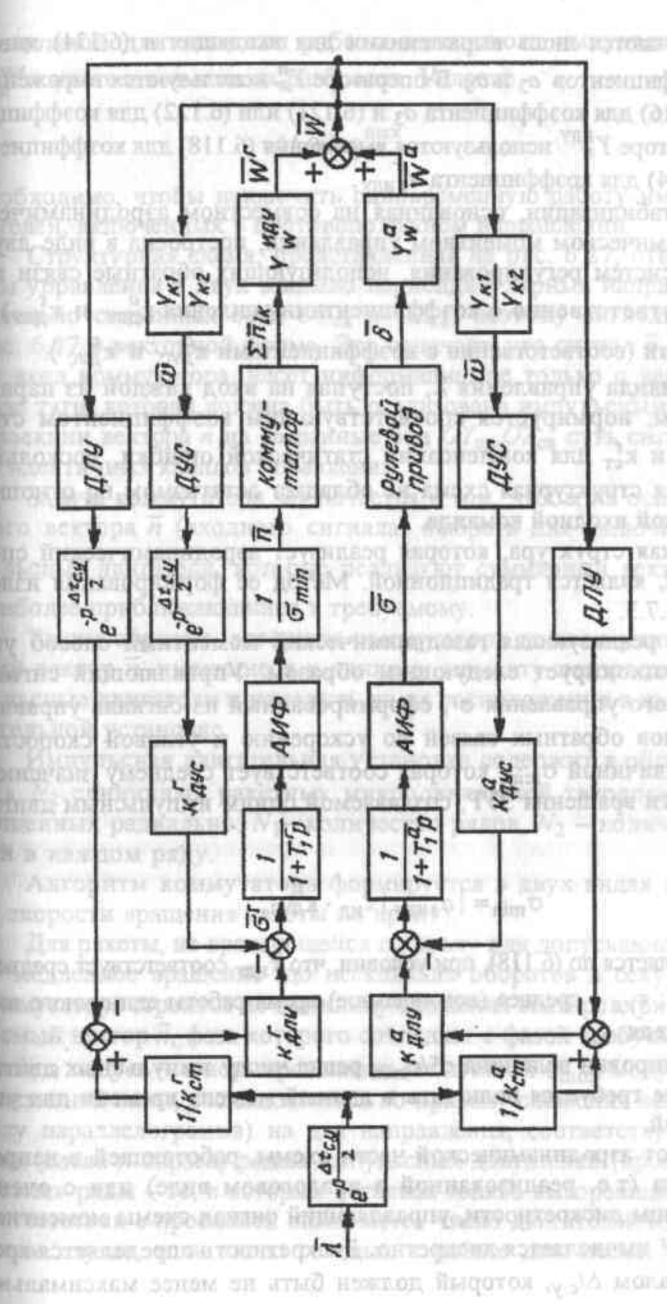


Рис. 6.27. Структурная схема системы стабилизации поперечного движения ЗУР при использовании аэродинамического и газодинамического моментного управления

(6.134) и различаются лишь выражениями для входящих в (6.134) динамических коэффициентов a_3 и a_6. В операторе Y_W^a используются выражения (6.115) или (6.116) для коэффициента a_3 и (6.121) или (6.122) для коэффициента a_6. В операторе $Y_W^{\text{ИДУ}}$ используются выражения (6.118) для коэффициента $a_{3\,\text{иду}}$ и (6.124) для коэффициента $a_{6\,\text{иду}}$.

Система стабилизации, основанная на совместном аэродинамическом и газодинамическом моментном управлении, построена в виде двух параллельных систем регулирования, использующих обратные связи по ускорению (соответственно с коэффициентами усиления $\text{к}_{\text{ДЛУ}}^a$ и $\text{к}_{\text{ДЛУ}}^{\text{г}}$) и угловой скорости (соответственно с коэффициентами $\text{к}_{\text{ДУС}}^a$ и $\text{к}_{\text{ДУС}}^{\text{г}}$).

Общая команда управления λ, поступая на вход каждой из параллельных систем, нормируется соответствующим коэффициентом стабилизации $\text{к}_{\text{ст}}^a$ и $\text{к}_{\text{ст}}^{\text{г}}$ для компенсации статической ошибки, поскольку рассматриваемая структурная схема не обладает астатизмом по отношению к постоянной входной команде.

Параллельная структура, которая реализует аэродинамический способ управления, является традиционной. Метод ее формирования изложен в разделе 6.7.3.

Структура, реализующая газодинамический моментный способ управления, функционирует следующим образом. Управляющий сигнал схемы моментного управления $\sigma^{\text{г}}$, сформированный из сигнала управления λ и сигналов обратных связей по ускорению и угловой скорости, нормируется величиной $\sigma_{\min}$, которая соответствует среднему значению угловой скорости вращения ЗУР, создаваемой одним импульсным двигателем, т.е.

$$\sigma_{\min} = |a_{3\,\text{иду}}|\,\tau_{\text{ид}} \cdot \text{к}_{\text{ДУС}}^{\text{г}},$$

где $a_{3\,\text{иду}}$ вычисляется по (6.118), при условии, что $\bar{x}_{\text{иду}}$ соответствует средней координате ИДУ; $\tau_{\text{ид}}$ – среднее (номинальное) время работы единичного импульсного двигателя.

После нормировки величина $\sigma^{\text{г}}/\sigma_{\min}$ равна числу импульсных двигателей n, которые требуется включить в данный момент времени для управления ракетой.

В отличие от аэродинамической части схемы, работающей в непрерывном времени (т.е. реализованной в аналоговом виде) или с очень малым интервалом дискретности, управляющий сигнал схемы моментного управления $\sigma^{\text{г}}$ вычисляется дискретно. Дискретность определяется временным интервалом $\Delta t_{\text{с.у}}$, который должен быть не менее максимально возможной длительности работы единичного импульсного двигателя $\tau_{\text{ид}}^{\max}$ с учетом возможных разбросов. Условие

$$\Delta t_{\text{с.у}} \ge \tau_{\text{ид}}^{\max} \tag{6.174}$$

необходимо, чтобы исключить одновременную работу импульсных двигателей, включенных в противоположном направлении.

Структурная схема, представленная на рис. 6.27, относится к каналам управления в двух взаимно перпендикулярных направлениях: относительно связанных осей $OY_{\text{св}}$ и $OZ_{\text{св}}$, поэтому сигналы показаны на рис. 6.27 в векторной форме. Это означает, что сигнал $\bar{n}$, поступающий на вход коммутатора, несет информацию не только о величине, но и о фазе тяги, которая должна быть реализована импульсными двигателями. Проекции вектора $\bar{n}$ на связанные оси $OY_{\text{св}}, OZ_{\text{св}}$ суть сигналы в каждом из идентичных каналов управления.

Задача коммутатора заключается в том, чтобы на основании требуемого вектора $\bar{n}$ (входного сигнала) выбрать для включения такие импульсные двигатели, которые реализуют суммарный вектор тяги $\sum \bar{n}_{ik}$, наиболее приближающийся к требуемому.

Таким образом, алгоритм коммутатора должен учитывать требуемый вектор $\bar{n}$, имеющиеся к данному моменту неизрасходованные импульсные двигатели и исходить из их расположения в импульсной двигательной установке.

Импульсная двигательная установка содержит в общем случае $N = N_1 \times N_2$ единичных ракетных микродвигателей твердого топлива, размещенных радиально: N_1 – количество рядов, N_2 – количество двигателей в каждом ряду.

Алгоритм коммутатора формируется в двух видах (в зависимости от скорости вращения ракеты по крену).

Для ракеты, не вращающейся по крену или допускающей относительно медленное вращение (до нескольких оборотов в секунду), алгоритм коммутатора строится по принципу сложения векторов (рис. 6.28, *а*). Требуемый вектор $\bar{n}$, фаза которого совпадает с фазой требуемой реактивной силы, а модуль – с нормированным (величиной $\sigma_{\min}$) модулем требуемой реактивной силы, раскладывается по правилу сложения векторов (по правилу параллелограмма) на два направления, соответствующие ближайшим (слева и справа) рядам импульсных двигателей (пропускаются «холостые» ряды – те, в которых остались только выгоревшие двигатели). В соответствии с проекцией назначается число двигателей из данного ряда. В том случае, если число готовых к работе двигателей в ряду меньше

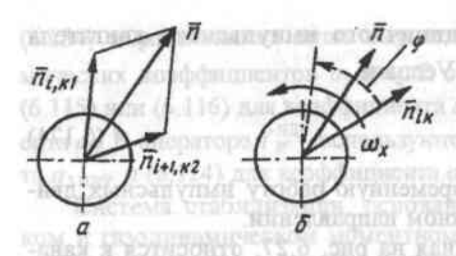


Рис. 6.28. Два принципа построения алгоритма включения импульсных двигателей (коммутатора):

а – принцип сложения векторов; *б* – принцип ометаемого угла

требуемого, недостающая векторная разность назначается из двигателей следующего ряда и т.д.

Для ракеты, которой специально придается вращение по крену, может применяться как вышеописанный алгоритм, так и алгоритм включения импульсных двигателей, построенный по принципу ометаемого угла (рис. 6.28, *б*). Ракете придается вращение со скоростью ω_x. Угол $\varphi_{ом} = \omega_x \tau_{ид}$ называется углом ометания и соответствует повороту вектора тяги импульсного двигателя в радиальной плоскости при среднем времени его работы $\tau_{ид}$. Двигатели включаются только из одного ряда. Ряд и момент включения выбираются из условия, чтобы в момент времени, когда импульсный двигатель отработает половину своего среднего времени ($1/2\tau_{ид}$), направление его тяги точно совпадало с требуемым. Это означает, что угол ометания двигателей из назначенного к включению ряда ориентируется своей биссектрисой в направлении вектора $\bar{n}$. Соблюдение этих условий гарантирует максимальное значение средней по времени проекции тяги на требуемое направление.

Алгоритм включения, построенный по принципу ометаемого угла, при необходимости использует для управления все импульсные двигатели. При использовании алгоритма, построенного на принципе сложения векторов (при невращающейся или медленно вращающейся по крену ракете), может получиться, что в секторе, требуемом для включения, окажутся все выгоревшие двигатели.

С другой стороны, для применения алгоритма, построенного по принципу ометаемого угла, требуется увеличение дискретности включения двигателей. Это связано с необходимостью ожидания, пока ближайший подходящий для включения ряд подойдет к требуемому направлению. Поэтому для алгоритма на принципе ометаемого угла дискретность вычисления $\Delta t_{с.у}$ превышает максимальное время работы импульсного двигателя $\tau_{ид}$.

Для того чтобы гарантировать условие ориентации биссектрисы угла ометания в требуемом направлении, необходимо увеличить дискретность включения импульсных двигателей на величину

$$\Delta t = \frac{\varphi_1}{2\,\omega_x}, \quad \text{где } \varphi_1 = 360/N_1.$$

В результате требуемая дискретность системы газодинамического управления составляет для алгоритма включения импульсных двигателей по принципу ометаемого угла

$$\Delta t_{с.у} \geq \tau_{ид} + \frac{\varphi_1}{2\,\omega_x}. \qquad (6.175)$$

Эта величина на практике превосходит дискретность для алгоритма, построенного по принципу сложения векторов, в 1,7–2 раза.

Анализ устойчивости системы стабилизации при использовании газодинамического моментного управления производится аналогично схеме с аэродинамическим управлением частотным методом. Для этого структурная схема на рис. 6.27 рассматривается как скалярная, а передаточная функция коммутатора принимается равной единице.

Необходимое число импульсных двигателей для реализации способа моментного управления определяется в два этапа.

На первом этапе, при выборе облика ЗУР и ее управления, определяется количество импульсных двигателей, необходимых для реализации требуемого времени реакции ракеты $\tau_{\bar{x}}$ и поддержания после этого установившегося угла атаки в режиме балансировки в течение времени $T_{уст}$, и априорно, исходя из опыта проектирования, назначается общее число импульсных двигателей в составе импульсной двигательной установки.

На втором этапе, при проектировании контура управления, общее число импульсных двигателей уточняется в процессе математического моделирования наведения ЗУР на цель.

Необходимое количество импульсных двигателей для реализации требуемого времени реакции ракеты $\tau_{\bar{x}}$ определяется исходя из диаграммы переходного процесса, приведенного на рис. 6.29.

Переходный процесс состоит из трех участков: участка разгона, участка выхода на угол атаки и участка торможения.

На первом участке (участке разгона), длительность которого равна средней длительности работы единичного импульсного двигателя $\tau_{ид}$, включается n_1 импульсных двигателей, которые сообщают ракете угловое ускорение $n_1\dot{\omega}_1$, где $\dot{\omega}_1$ – угловое ускорение от единичного импульсного двигателя. К концу участка разгона ракета приобретает угловую скорость $n_1\omega_1$, где $\omega_1 = \dot{\omega}_1\tau_{ид}$ – угловая скорость, сообщаемая ракете в результате работы единичного импульсного двигателя.

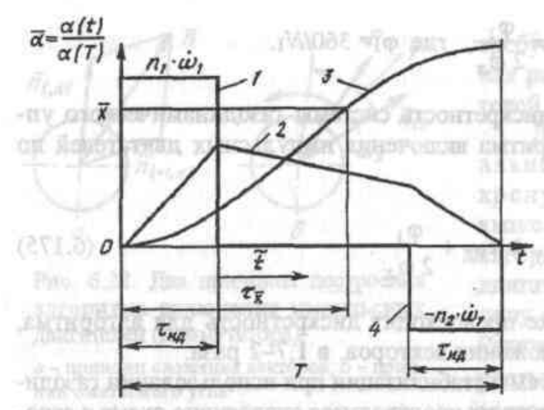


Рис. 6.29. Диаграмма переходного процесса при совместном аэродинамическом и газодинамическом моментном управлении с помощью импульсных двигателей:

1 – угловое ускорение, создаваемое n_1 импульсными двигателями на «разгон»; *2* – угловая скорость; *3* – угол атаки; *4* – угловое ускорение, создаваемое n_2 импульсными двигателями на «торможение»

На втором участке ракета выходит на угол атаки за счет сообщенной ей начальной угловой скорости $n_1\omega_1$. На этом участке на ракету действует препятствующее развороту угловое ускорение от аэродинамических моментов. В результате противодействующего аэродинамического углового ускорения угловая скорость на втором участке может иметь отрицательную производную, равную $\dot{\omega} = -\frac{\omega_1(n_1 - n_2)}{T - 2\tau_{ид}}$ (здесь n_2 – число двигателей, включенных на торможение на третьем участке).

На втором участке закон управления аэродинамическими рулями выбирается с учетом степени участия аэродинамического управления в переходном процессе, что определяет общее число импульсных двигателей, расходуемых на торможение на заключительном третьем участке, и результирующее время переходного процесса. Например, если отклонение аэродинамических рулей на втором участке следует уравнению балансировки, т.е. $\delta = \frac{a_2}{a_3}\alpha$, то угловая скорость сохраняет постоянное значение. Это условие обеспечивает симметричную диаграмму переходного процесса, наименьшее время реакции, но требует для торможения ракеты (на третьем участке) включения такого же количества двигателей, как и при разгоне, т.е. в этом случае $n_2 = n_1$. Введем обозначения:

$\alpha(T)$ – установившийся угол атаки по окончании переходного процесса (по истечении времени T);

$\alpha(\tau_{\bar{x}})$ – угол атаки по истечении времени $\tau_{\bar{x}} \le T - \tau_{ид}$;

$\bar{x} = \frac{\alpha(\tau_{\bar{x}})}{\alpha(T)}$ – относительное значение угла атаки по истечении времени $\tau_{\bar{x}}$;

n_1 – количество импульсных двигателей, включенных на участке разгона;

n_2 – количество импульсных двигателей, включенных на участке торможения.

Из диаграммы переходного процесса (см. рис. 6.29) получаем следующие соотношения, связывающие установившийся угол атаки $\alpha(T)$, время реакции $\tau_{\bar{x}}$, требуемое количество импульсных двигателей для разгона n_1 и торможения n_2 со средними характеристиками единичного импульсного двигателя ω_1 и $\tau_{ид}$:

$$\omega_1 = \dot{\omega}_1 \cdot \tau_{ид}; \quad \alpha(T) = \frac{n_1 + n_2}{2}\omega_1(T - \tau_{ид});$$

$$n_1 = E\left[\frac{\bar{x} \cdot \alpha(T)}{\omega_1\left(\tau_{\bar{x}} - \frac{\tau_{ид}}{2} - \frac{(\tau_{\bar{x}} - \tau_{ид})^2\left(1 - \frac{n_2}{n_1}\right)}{2(T - 2\tau_{ид})}\right)}\right]; \tag{6.176}$$

$$\tau_{ид} < \tau_{\bar{x}} \le T - \tau_{ид}.$$

Здесь $E[x]$ означает целую часть x.

Для двух важных частных случаев – случая управления без аэродинамических сил или для отклонения аэродинамического руля в режиме балансировки ($n_1 = n_2$) и случая включения импульсных двигателей только для разгона ($n_2 = 0$) при условии $\tau_{\bar{x}} = T - \tau_{ид}$ получаем из (6.176):

$$n_1 = n_2 = E\left[\frac{\alpha(T)}{\omega_1(T - \tau_{ид})}\right];$$

$$n_1 = E\left[\frac{2\alpha(T)}{\omega_1 T}\right], \quad (n_2 = 0). \tag{6.177}$$

Необходимое количество импульсных двигателей для поддержания установившегося угла атаки в режиме балансировки в течение времени $T_{уст}$ определяется из условия реализации периодического (скользящего) режима включения импульсных двигателей (рис. 6.30). Автоколебательный (скользящий) режим возникает относительно установившегося угла атаки. Поэтому аэродинамические моменты и создаваемое ими аэродинамическое ускорение допустимо принять постоянными, определяемыми установившимися значениями угла атаки и угла отклонения руля.

Обозначим параметры автоколебательного режима следующим образом:

ω – амплитуда автоколебаний по угловой скорости;

$\dot{\omega}_a$ – угловое ускорение, создаваемое аэродинамическими силами;

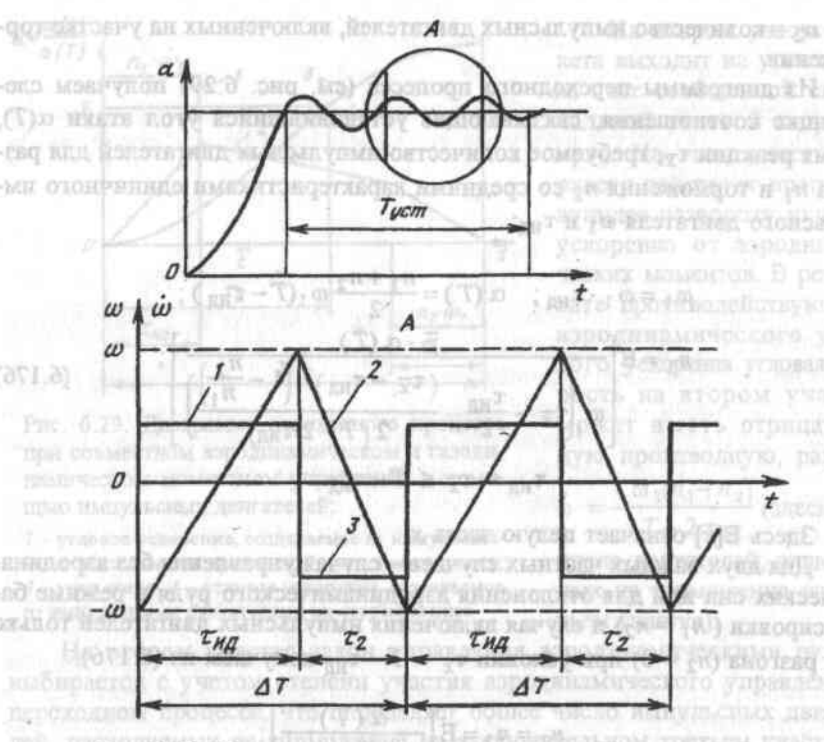


Рис. 6.30. Диаграмма периодического режима включения импульсных двигателей для поддержания установившегося угла атаки при совместном аэродинамическом и газодинамическом управлении:

1 – угловое ускорение, создаваемое импульсными двигателями и аэродинамическими силами ($n\,\dot{\omega}_1 - \dot{\omega}_а$); *2* – угловая скорость ω; *3* – угловое ускорение, создаваемое аэродинамческими силами $\dot{\omega}_а$; α – угол атаки

ΔT – период автоколебаний;

τ_2 – периодический интервал движения под действием одних аэродинамических сил.

Один период автоколебательного процесса $\Delta T \geq \Delta t_{с.у}$ состоит из участка работы *n* импульсных двигателей (длительностью $\tau_{ИД}$), на котором происходит увеличение угловой скорости до значения ω, и участка длительностью τ_2, на котором противодействуют только аэродинамические силы, в результате чего угловая скорость изменяется от значения +ω до значения –ω (напомним, что рассматриваются приращения относительно установившегося значения).

Условием существования режима устойчивых автоколебаний является периодическое включение импульсных двигателей, для чего амплитуда сигнала на входе коммутатора (см. структурную схему на рис. 6.27) должна превышать минимальное значение σ_{min}, необходимое для включения одного импульсного двигателя. Это условие выражается следующими уравнениями:

для структурной схемы системы стабилизации с фильтром $\frac{1}{1+T_1^Г p}$ в прямой цепи (см. рис. 6.27):

$$\left(\dot{\omega}_а(\Delta T - \tau_{ИД})\frac{к^Г_{ДУС}}{2} + \dot{\omega}_а\, l_{ДЛУ}\, к^Г_{ДЛУ}\right)\frac{\Delta T}{T_1^Г \cdot 2\pi} \geq \sigma_{min}; \qquad (6.178)$$

для структурной схемы без фильтра $\frac{1}{1+T_1^Г p}$ в прямой цепи:

$$\left(\dot{\omega}_а(\Delta T - \tau_{ИД})\frac{к^Г_{ДУС}}{2} + \dot{\omega}_а\, l_{ДЛУ}\, к^Г_{ДЛУ}\right) \geq \sigma_{min}. \qquad (6.179)$$

Из постановки задачи (см. поясняющий рис.6.30) непосредственно следуют соотношения:

$$\Delta T = \tau_{ИД} + \tau_2\,,\quad \tau_{ИД}\,(n \cdot \dot{\omega}_1 - \dot{\omega}_а) = 2\,\omega\,,\quad \tau_2\,\dot{\omega}_а = 2\,\omega\,. \qquad (6.180)$$

Из (6.178), (6.179), (6.180) получаем выражение для расчета числа импульсных двигателей, необходимых для поддержания установившегося угла атаки при совместном аэродинамическом и газодинамическом моментном управлении для структурной схемы системы стабилизации с фильтром $\frac{1}{1+T_1^Г p}$ в прямой цепи:

$$\Delta T = -\frac{2\,T_1^Г - \tau_{ИД}}{2} + \sqrt{\left(\frac{2\,T_1^Г - \tau_{ИД}}{2}\right)^2 + \frac{\sigma_{min}}{\dot{\omega}_а}\,\frac{T_1^Г}{к^Г_{ДУС}}\,4\,\pi}\,; \qquad (6.181)$$

для структурной схемы без фильтра вычисляются:

$$x = \frac{2\,\sigma_{min}}{\dot{\omega}_а}\,\frac{1}{к^Г_{ДУС}} + \tau_{ИД} - 2\,l_{ДЛУ}\,\frac{к^Г_{ДЛУ}}{к^Г_{ДУС}}\,, \qquad (6.182)$$

$$\Delta T = x\,,\ \text{если}\ x \geq 0\,,\quad \Delta T = 0\,,\ \text{если}\ x < 0\,.$$

Следующие формулы являются общими для двух схем стабилизации:

$$\text{к} = \mathrm{E}\left[\frac{\Delta T}{\Delta t_{\text{с.у}}} + 1\right], \quad \Delta\tau = \Delta t_{\text{с.у}}\,\text{к};$$

$$n = \mathrm{E}\left[\frac{\Delta\tau}{\tau_{\text{ид}}} \cdot \frac{\dot{\omega}_{\text{а}}}{\dot{\omega}_1}\right], \quad N = \mathrm{E}\left[\frac{T_{\text{уст}}}{\Delta T} + 1\right] \cdot n. \tag{6.183}$$

Здесь n – число импульсных двигателей, включаемых в одном цикле; N – общее число импульсных двигателей, включаемых для поддержания установившегося угла атаки в течение $T_{\text{уст}}$.

В качестве примера рассчитаем потребное число импульсных двигателей для однократного вывода на угол атаки за время $\tau_{\bar{x}}$ и поддержания установившегося угла атаки в течение $T_{\text{уст}}$. Рассматривается ЗУР среднего радиуса действия.

Исходные данные для расчета следующие [60]:

– установившийся угол атаки $\alpha(T) = 10°$ (0,175 рад);

– время выхода на $\bar{x} = 0{,}63$ от установившегося угла атаки должно составлять $\tau_{\bar{x}} = 0{,}05$ с;

– момент инерции ЗУР $I_z = 150$ кг·м²;

– тяга одного импульсного двигателя $P_1 = 2500$ Н;

– среднее время работы одного импульсного двигателя $\tau_{\text{ид}} = 0{,}016$ с;

– датчик линейных ускорений установлен впереди центра масс на расстоянии $l_{\text{длу}} = 1$ м;

– плечо импульсного двигателя $l_{\text{ИД}} = 1$ м (для предварительного расчета величина $l_{\text{ИД}}$ принимается равной расстоянию от центра масс ракеты до центра масс импульсной двигательной установки, при математическом моделировании на последующих этапах проектирования рассчитывается момент, создаваемый каждым конкретным импульсным двигателем);

– время поддержания установившегося угла атаки $T_{\text{уст}} = 0{,}3$ с.

Структурная схема контура стабилизации не содержит в прямой цепи фильтра $\dfrac{1}{1 + T_1^{\text{г}} p}$.

Дискретность системы управления $\Delta t_{\text{с.у}} = 0{,}02$ с. Угловое ускорение, создаваемое аэродинамическими силами на установившемся угле атаки, $\dot{\omega}_{\text{а}} = 25$ рад/с².

Параметры структурной схемы системы стабилизации (см. рис. 6.27) следующие: $\text{к}^{\text{г}}_{\text{ДУС}} = 30$с, $\text{к}^{\text{г}}_{\text{ДЛУ}} = 0{,}5$ с²/м, $\sigma_{\min} = 20$, $\text{к}^{\text{а}}_{\text{ст}} = 1{,}2$, $\text{к}^{\text{г}}_{\text{ст}} = 1$, $\text{к}^{\text{а}}_{\text{ДУС}} = 1$с, $\text{к}^{\text{а}}_{\text{ДЛУ}} = 0{,}5$ с²/м.

Расчет потребного числа импульсных двигателей для обеспечения времени реакции ЗУР $\tau_{\bar{x}} = 0{,}05$ проводится по соотношениям (6.176):

$$\dot{\omega}_1 = \frac{250 \cdot 1}{15} = 16{,}7\ 1/\text{с}^2; \quad \omega_1 = 16{,}7 \cdot 0{,}016 = 0{,}27\ 1/\text{с};$$

$$n_1 = \mathrm{E}\left[\frac{0{,}63 \cdot 0{,}175}{0{,}27 \cdot \left(0{,}05 - \frac{0{,}016}{2} - \frac{(0{,}05 - 0{,}016)^2}{2\,(T - 2 \cdot 0{,}016)} \cdot \left(1 - \frac{n_2}{n_1}\right)\right)}\right].$$

Результаты расчета для различных значений T и соотношений n_2/n_1 сведены в табл. 6.3.

Таблица 6.3

T, с	0,08		0,10	
n_2/n_1	0	1	0	1
n_1	14	10	13	10
$n_1 + n_2$	14	20	13	20

Расчет потребного числа импульсных двигателей для поддержания установившегося угла атаки производится по соотношениям (6.182), (6.183):

$$x = \frac{2 \cdot 20}{25} \cdot \frac{1}{30} + 0{,}016 - 2 \cdot 1 \cdot \frac{0{,}5}{30} = 0{,}036; \ \text{к} = \mathrm{E}\left[\frac{0{,}036}{0{,}02} + 1\right] = \mathrm{E}[2{,}8] = 2; \ \Delta T = 0{,}036;$$

$$\Delta\tau = 0{,}02 \cdot 2 = 0{,}04; \ n = \mathrm{E}\left[\frac{0{,}036}{0{,}016} \cdot \frac{25}{16{,}7}\right] = \mathrm{E}[3{,}74] = 3; \ N = \mathrm{E}\left[\frac{0{,}3}{0{,}04} + 1\right] \cdot 3 = 24.$$

В результате расчета получены следующие потребные значения числа импульсных двигателей:

– для вывода ЗУР на угол атаки 10° при времени реакции $\tau_{0,63} = 0{,}05$ с требуется 14 двигателей;

– для поддержания ЗУР на установившемся угле атаки в течение 0,3 с требуется 24 двигателя.

Итого для реализации требуемого переходного процесса необходимо включить 38 двигателей.

На рис. 6.31 приведены результаты математического моделирования отработки системой стабилизации ЗУР с совместным аэродинамическим и газодинамическим моментным управлением скачкообразной входной команды.

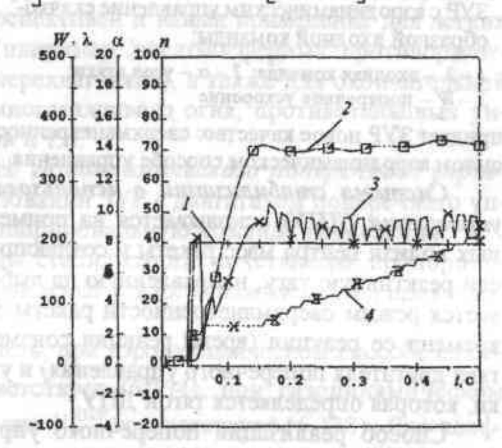


Рис. 6.31. Отработка системой стабилизации ЗУР с совместным аэродинамическим и газодинамическим управлением скачкообразной входной команды:

1 – λ – входная команда; *2* – α – угол атаки; *3* – *W* – поперечное ускорение; *4* – *n* – число израсходованных двигателей

ной входной команды. Рассматривается ЗУР средней дальности. Режим полета характеризуется следующими параметрами: высота полета 10 км, скорость ЗУР 1000 м/с. Импульсная двигательная установка (ИДУ) состоит из 180 импульсных двигателей, расположенных в 18 радиальных рядов по 10 двигателей в каждом ряду. Расстояние от центра ИДУ до центра масс ракеты $l_{\text{ИДУ}} = 1$ м.

Характеристики единичного импульсного двигателя, параметры структурной схемы системы стабилизации, интервал дискретности соответствуют приведенным выше. Алгоритм включения импульсных двигателей построен по принципу сложения векторов.

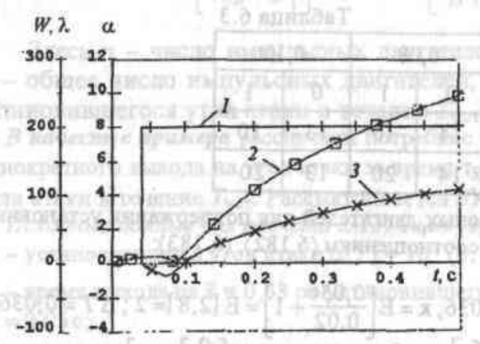


Рис. 6.32. Отработка системой стабилизации ЗУР с аэродинамическим управление скачкообразной входной команды:

1 – λ – входная команда; *2* – α – угол атаки; *3* – *W* – поперечное ускорение

На рис. 6.32 для сравнения приведен переходный процесс для той же ЗУР на том же режиме, но только при аэродинамическом управлении. Сравнение приведенных результатов указывает на кардинальное преимущество системы стабилизации ЗУР с газодинамическим моментным управлением: время выхода ракеты $\tau_{0,63} = 0{,}05$ с. При аэродинамическом способе создания сил и моментов перегрузка ЗУР не достигает требуемого значения.

Видно, что использование газодинамического управления придает ЗУР новое качество: сверхманевренность, что недостижимо при традиционном аэродинамическом способе управления.

Система стабилизации с использованием двигателей поперечного управления (ДПУ) основывается на применении двигателей, расположенных вблизи центра масс ракеты и создающих перпендикулярно продольной оси реактивную тягу, направленную на выбор промаха. В результате реализуется режим сверхманевренности ракеты за счет уменьшения в 10–20 раз времени ее реакции (время реакции соизмеримо с временем установления тяги двигателя поперечного управления) и увеличения поперечной перегрузки, которая определяется тягой ДПУ.

Способ реализации поперечного управления определяется принципом действия ДПУ. Различают многократное импульсное поперечное управление, пропорциональное поперечное управление и моноимпульсное поперечное управление.

Способ многократного импульсного поперечного управления применяется при использовании ЗУР с двигателем поперечного управления типа «кукуруза» (рис. 6.33). В этом случае вблизи центра масс ракеты размещается двигательная установка поперечного управления, состоящая из радиально

расположенных отдельных импульсных твердотопливных двигателей. Ракете придается вращение по крену. Включение двигателей производится по алгоритму, работающему по принципу ометаемого угла, рассмотренному выше. Выбор тяги единичного импульсного двигателя и количества импульсных двигателей диктуется требованиями по выбору промаха: его величиной и временем отработки.

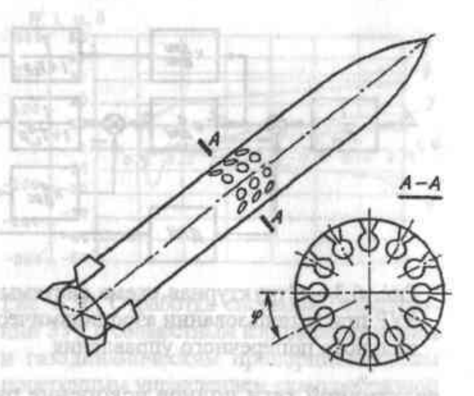


Рис. 6.33. Расположение двигателей при многократном импульсном поперечном управлении

Достоинством способа многократного импульсного поперечного управления является простота ДПУ. Следует, однако, учесть, что суммарный импульс единичного двигателя должен быть по крайней мере на порядок больше, чем у единичного импульсного двигателя, используемого в способе моментного управления, при эквивалентных условиях по величине и времени отработки промаха и создаваемых перегрузках. Способ многократного импульсного поперечного управления перспективен и нашел применение для легких малогабаритных субснарядов (например, внеатмосферных противоракетных или противокосмических перехватчиков), а также для окончательной коррекции снарядов системы многозалпового огня, противотанковых управляемых реактивных снарядов и т.п.

Способ пропорционального газодинамического поперечного управления применяется при использовании ЗУР с двигателем поперечного управления, создающим тягу, пропорциональную команде управления.

Структурная схема системы стабилизации, сочетающая пропорциональное газодинамическое управление с аэродинамическим управлением, приведена на рис. 6.34.

Передаточная функция ракеты при аэродинамическом способе создания сил и моментов $Y_W^{\text{а}}$ соответствует (6.134), при газодинамическом поперечном способе создания сил $Y_W^{\text{ДПУ}}$ соответствует (6.138). Для коэффициента $a_{4\text{ДПУ}}$ используется выражение (6.120), в котором P^{σ} означает производную реактивной тяги ДПУ по входной команде σ.

Система стабилизации построена на том принципе, что ускорение, создаваемое ДПУ, восполняет разницу между входной командой и отстающим от команды (при аэродинамическом управлении) реализованным ускорением. За счет практической безынерционности создаваемой ДПУ

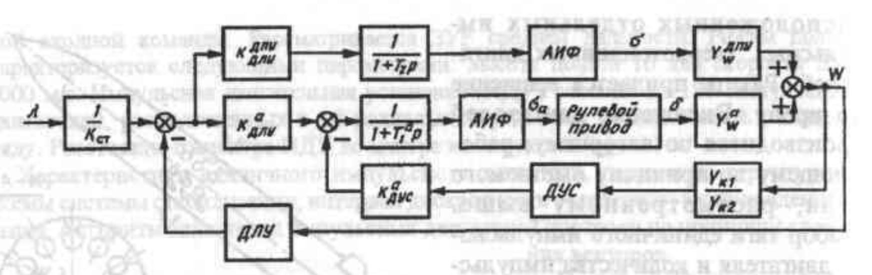


Рис. 6.34. Структурная схема системы стабилизации поперечного движения ЗУР при использовании аэродинамического и газодинамического пропорционального поперечного управления

реактивной тяги полное ускорение ракеты, являющееся в данном способе суммой составляющих от аэродинамической и реактивной сил, отслеживает входную команду намного точнее, чем при аэродинамическом способе управления. В результате значительно улучшается маневренность ракеты вследствие уменьшения времени реакции и увеличения располагаемой перегрузки за счет тяги ДПУ.

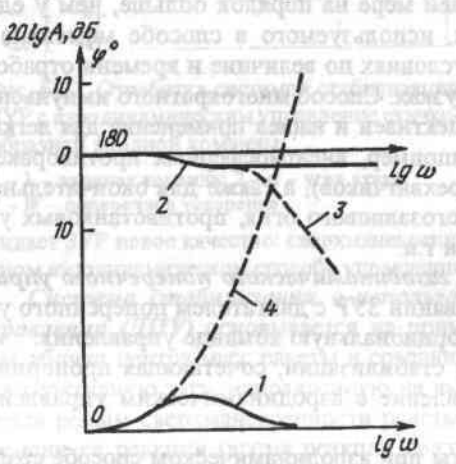


Рис. 6.35. Логарифмические частотные характеристики замкнутой системы стабилизации $Y^{W}_{ст}$:

сплошные линии – совместный аэродинамический и газодинамический пропорциональный поперечный способ управления (*1* – фазовая характеристика, *2* – амплитудная характеристика); пунктир – аэродинамический способ управления (*3* – амплитудная характеристика, *4* – фазовая характеристика)

Уменьшение запаздывания при отработке входной команды наглядно иллюстрируется сравнением частотных характеристик замкнутой системы стабилизации $Y_{ст}$ от входной команды λ до ускорения *W*, представленных на рис. 6.35 для двух способов управления: совместного аэродинамического и газодинамического пропорционального поперечного и одного аэродинамического. Видно различие, особенно наглядно проявляющееся в фазовых характеристиках. При аэродинамическом способе управления фазовое запаздывание с ростом частоты увеличивается до $-\pi$, а при использовании ДПУ, когда поперечное ускорение создается реактивной тягой, практически безынерционно откликающейся на команду, фазовое запаздывание, вносимое системой стабилизации, незначительное.

На рис. 6.36 приведен переходный процесс отработки входной команды системой стабилизации ЗУР с совместным аэродинамическим и газодинамическим пропорциональным поперечным управлением, полученный математическим моделированием.

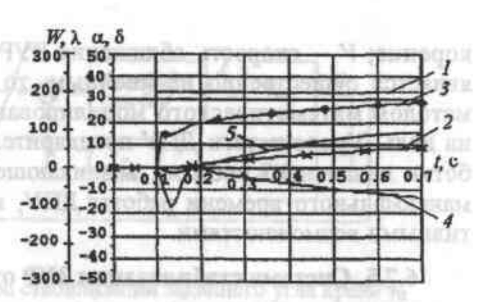


Рис. 6.36. Отработка системой стабилизации ЗУР с совместным аэродинамическим и газодинамическим пропорциональным поперечным управлением скачкообразной входной команды:

1 – λ – входная команда; *2* – α – угол атаки; *3* – *W* – поперечное ускорение при совместном аэродинамическом и газодинамическом управлении; *4* – δ – угол отклонения рулей; *5* – *W* – поперечное ускорение при аэродинамическом способе управления

Рассматривается ЗУР средней дальности с параметрами, приведенными в примере, относящемся к моментному газодинамическому управлению. Различие заключается в том, что вместо импульсной двигательной установки для моментного управления вблизи центра масс установлен двигатель поперечного управления. ДПУ создает максимальное ускорение 100 м/с² в каждом канале с крутизной P^{σ} = 573 м/(с²·рад).

Структурная схема системы стабилизации соответствует рис. 6.34, параметры в части схемы, относящейся к аэродинамическому управлению, те же, что и в примере для моментного управления, а в части схемы, относящейся к поперечному управлению, следующие: $K^{дпу}_{длу} = 0{,}5$, $T_2 = 0{,}01$.

Для сравнения на рис. 6.32 приведен переходный процесс для аналогичной ЗУР с аэродинамическим способом управления. Видно подавляющее преимущество в маневренности при использовании газодинамического поперечного управления.

Значение максимальной реактивной тяги ДПУ выбирается математическим моделированием процессов наведения ЗУР и является компромиссом между потребностью увеличения дальности и эффективности поражения цели и конструктивными возможностями реализации ДПУ.

Способ моноимпульсного поперечного управления заключается в однократном включении двигателя поперечного управления с постоянной тягой, ориентируемой при включении в требуемом направлении. Управляющими параметрами при таком способе управления являются момент включения и длительность действия тяги ДПУ. Включение ДПУ производится в тот момент, когда угловая скорость линии визирования достигает порогового значения, в первом приближении определяемого по формуле $\omega_{пор} = \frac{W_{ДПУ}}{2V}$, где $W_{ДПУ}$ – создаваемое ДПУ поперечное ус-

корение; V – скорость сближения ЗУР с целью. Поскольку управление является существенно нелинейным, то выбор параметров производится методом математического моделирования полной задачи наведения ЗУР на цель. Уровень тяги ДПУ предварительно назначается из условия отработки начального промаха, возникающего к моменту включения ДПУ, и максимального времени работы ДПУ, в основном диктуемого конструктивными возможностями.

6.7.5. Система стабилизации ЗУР относительно продольной оси

Характер движения ракеты относительно продольной оси (по крену) определяется требованиями системы управления поперечным движением и информационным построением зенитного ракетного комплекса. По характеру движения относительно продольной оси ЗУР и соответствующие системы стабилизации разделяются на три группы.

К первой относятся ЗУР, которые не имеют системы стабилизации по крену, так как система управления не предъявляет никаких требований к характеру движения ракеты относительно продольной оси. Таковыми являются системы управления некоторых ЗРК ближнего действия. Бортовая аппаратура ЗУР в этом случае содержит гироскопический датчик угла крена, с помощью которого команда управления, вырабатываемая на станции наведения в станционной (антенной) системе координат и передаваемая по радиолинии на борт ЗУР или вырабатываемая головкой самонаведения, проектируется (раскладывается) на оси, связанные с расположением управляющих органов (аэродинамических рулей, двигателей управления).

Ко второй группе относятся ракеты, у которых поддерживается заданная угловая скорость вращения по крену. Примером ЗУР, у которой стабильная угловая скорость по крену необходима для управления поперечным движением, является ЗУР «Эринт» (США), которая на конечной фазе перехвата, где используется газодинамическое управление (раздел 6.7.5), вращается относительно продольной оси с угловой скоростью 1080 °/с.

К третьей группе относятся ЗУР, у которых поддерживается заданный угол ориентации по крену.

Структурная схема контура стабилизации заданного угла крена приведена на рис. 6.37, где ДУ означает датчик угла крена; $\gamma_п$, γ – потребный (заданный) и отработанный угол крена; $\delta_э$ – угол отклонения элеронов; ω_x – угловая скорость по крену; $к^{\gamma}_{ДУС}$, $к^{\gamma}_{сг}$ – коэффициенты усиления обратных связей по угловой скорости и углу.

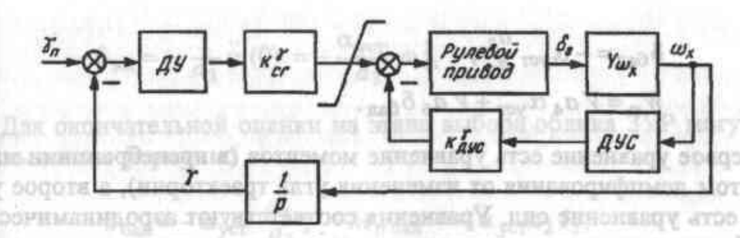


Рис. 6.37. Структурная схема контура стабилизации заданного угла крена $\gamma_п$

Передаточная функция разомкнутого контура стабилизации угла крена имеет следующий вид:

$$Y^{\gamma}_{раз} = Y_{\omega_x} Y^{\gamma}_{ап}\ Y_{р.п};$$
$$Y^{\gamma}_{ап} = к^{\gamma}_{ДУС}\, Y_{ДУС} + \frac{1}{p} к^{\gamma}_{сг}\, Y_{д.у}, \qquad (6.184)$$

где $Y_{р.п}$ – передаточная функция рулевого привода; $Y_{д.у}$ – передаточная функция датчика угла; $Y_{ДУС}$ – передаточная функция ДУС.

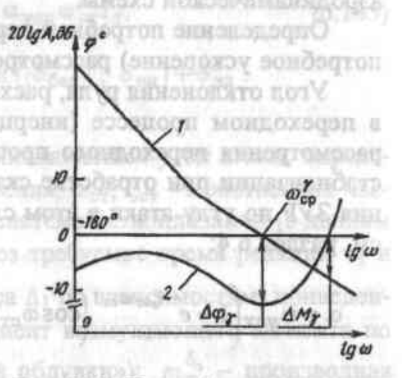


Рис. 6.38. Логарифмические частотные характеристики разомкнутого контура стабилизации канала крена:
1 – амплитудная характеристика;
2 – фазовая характеристика

Соответствующая частотная характеристика приведена на рис. 6.38, где введены следующие обозначения: $\omega^{\gamma}_{ср}$ – частота среза в разомкнутом контуре крена; ΔM_{γ} – запас устойчивости по амплитуде; $\Delta\varphi_{\gamma}$ – запас устойчивости по фазе.

6.7.6. Требования к рулевому приводу, предъявляемые управлением ЗУР

Требования, предъявляемые управлением ЗУР к рулевому приводу, сводятся к обеспечению максимального угла отклонения руля, максимальной скорости отклонения руля и определенной частотной характеристики.

Максимальный угол отклонения руля, требуемый для управления ЗУР, определяется балансировочным углом, углом, расходуемым на преодоление инерции ракеты в переходном процессе, и углом отклонения руля в качестве элерона.

Балансировочный угол отклонения руля необходим для поддержания угла атаки для реализации ЗУР потребной перегрузки и определяется из уравнения моментов и уравнения сил в установившемся режиме:

$$\delta_{бал} = -\alpha_{уст} \frac{a_2}{a_3};$$

$$W_р = V a_4 \alpha_{уст} + V a_6 \delta_{бал}.$$

Первое уравнение есть уравнение моментов (в пренебрежении малым моментом демпфирования от изменения угла траектории), а второе уравнение есть уравнение сил. Уравнения соответствуют аэродинамическому способу создания сил и моментов для летательного аппарата нормальной аэродинамической схемы.

Определение потребной перегрузки ЗУР (выше через $W_р$ обозначено потребное ускорение) рассмотрено в разделе 6.4.3.

Угол отклонения руля, расходуемый на преодоление инерции ракеты в переходном процессе (инерционная составляющая), определяется из рассмотрения переходного процесса по углу атаки для ЗУР с системой стабилизации при отработке скачкообразной команды управления. Реакция ЗУР по углу атаки в этом случае представляется уравнением (6.142), см. раздел 6.4:

$$\alpha = \alpha_{уст}\left(1 - e^{-\xi_{ст}\omega_{ст}t}\left(\cos\omega_{ст}\sqrt{1-\xi_{ст}^2}\, t + \frac{\xi_{ст}}{\sqrt{1-\xi_{ст}^2}} \sin\omega_{ст}\sqrt{1-\xi_{ст}^2}\, t\right)\right).$$

В уравнении (6.142) $\alpha_{уст}$ – установившийся угол атаки при нулевых начальных условиях, т.е. $\alpha(0) = \dot{\alpha}(0) = 0$.

Используя начальные условия и установившееся значение угла атаки, получаем из приведенного уравнения начальные значения для высших производных:

$$\ddot{\alpha}(0) = \alpha_{уст}\,\omega_{ст}^2; \quad \dddot{\alpha}(0) = -\alpha_{уст}\,\omega_{ст}^3\, 2\,\xi_{ст}.$$

Уравнение движения руля, обеспечивающее требуемый переходный процесс при аэродинамическом способе создания управляющих моментов, следует из уравнения моментов относительно поперечной оси ЗУР, в котором пренебрежем малым по величине аэродинамическим демпфированием:

$$\ddot{\alpha} + a_2\,\alpha = -a_3\,\delta.$$

Отсюда получаем «инерционную» составляющую угла отклонения рулей, т.е. величину угла отклонения рулей, расходуемого на преодоление инерции ракеты:

$$\delta_{ин} = -\frac{1}{a_3}\ddot{\alpha}(0) = -\frac{\alpha_{уст}}{a_3}\,\omega_{ст}^2.$$

Для окончательной оценки на этапе выбора облика ЗУР могут быть использованы формулы:

$$\delta_{бал} = -\alpha_{уст}\,\frac{a_2}{a_3}; \quad M_{р\,бал} = -\alpha_{уст} a_2 I_z;$$

$$\delta_{ин} = \frac{\alpha_{уст}}{a_3}\,\omega_{ст}^2; \quad M_{р\,ин} = \alpha_{уст}\,\omega_{ст}^2 I_z; \tag{6.185}$$

$$\delta_{эл} = \left|\frac{m_{x\,ко}}{m_x^{\delta_э}}\right|; \quad \delta_{max} = \max\left(\left|\delta_{бал}\right|,\ \delta_{ин}\right) + \delta_{эл}.$$

В приведенных формулах $\alpha_{уст}$ – установившийся угол атаки, определяемый величиной располагаемого ускорения; $\omega_{ст}$, $\xi_{ст}$ – собственная частота и показатель демпфирования ЗУР с системой стабилизации (в данном случае эти параметры определяются через требуемое время реакции $\tau_{\overline{x}}$ и относительную величину первого выброса Δ_1 по зависимостям, приведенным на рис. 6.15, 6.16); $m_{xко}$ – коэффициент возмущающего момента по крену (так называемого момента «косой обдувки»); $m_x^{\delta_э}$ – производная коэффициента момента крена по углу отклонения элеронов; $M_{р\,бал}$ – балансировочная составляющая момента управления; $M_{р\,ин}$ – инерционная составляющая момента управления.

Максимальная скорость отклонения руля, требуемая для управления, на этапе выбора облика ЗУР может быть оценена по следующим приближенным формулам, полученным с использованием вышеописанного подхода:

$$\begin{aligned} \dot{\delta} &= \frac{\alpha_{уст}}{a_3} 2\,\xi_{ст}\,\omega_{ст}^3; \\ \dot{\delta}_{эл} &= \omega_{ср}^{\gamma}\,\delta_{эл}; \\ \dot{\delta}_{max} &= \max\left(\dot{\delta},\ \dot{\delta}_{эл}\right). \end{aligned} \tag{6.186}$$

В соотношениях (6.186) $\dot{\delta}$ – требуемая максимальная скорость отклонения руля из условия реализации заданного по времени реакции и выбросу переходного процесса при воздействии на систему стабилизации ЗУР скачкообразной входной команды; $\dot{\delta}_{эл}$ – требуемая максимальная скорость отклонения руля в качестве элерона из условия парирования возмущения по крену от момента «косой обдувки»; $\dot{\delta}_{max}$ – требуемая мак-

симальная скорость отклонения руля; $\xi_{ст}$ – показатель демпфирования ЗУР с системой стабилизации; $\omega^{\gamma}_{ср}$ – частота среза в разомкнутом контуре крена (рис. 6.38).

Требуемая частотная характеристика рулевого привода задается в виде фазовой частотной характеристики $\varphi_{р.п}$ и амплитудной частотной характеристики $M_{р.п}$:

$$\varphi_{р.п} = -\frac{\omega}{\omega_{р.п}}\,\frac{\pi}{2};\quad M_{р.п} = \begin{cases} 1 & \omega < \omega_{р.п};\\ M_{р.п}(\omega_{р.п}) & \omega = \omega_{р.п};\\ M_{р.п}(\omega_{н}) & \omega = \omega_{н}. \end{cases} \qquad (6.187)$$

Определение собственной частоты рулевого привода $\omega_{р.п}$ и амплитуд $M_{р.п}(\omega_{р.п})$, $M_{р.п}(\omega_{н})$ см. в разделе 6.7.3.

6.7.7. Управление ЗУР на участке склонения при вертикальном старте

Важнейшие тактические и эксплуатационные преимущества ЗУР с вертикальным стартом и интенсивным склонением в направлении цели предопределяют их постепенное преобладание прежде всего среди ЗУР морского базирования.

Чтобы реализовать преимущества вертикального старта, ЗУР должна обладать системой склонения, за минимальное время изменяющей направление полета от вертикального при старте до ориентированного в точку встречи с целью.

Проектирование управления ЗУР на участке склонения делится на два этапа. На первом этапе – этапе выбора облика ЗУР – задача проектирования управления заключается в выборе способа склонения, т.е., по существу, выборе способа создания сил и моментов на участке склонения. Выбор способа создания сил и моментов органически связан с выбором устройства, осуществляющего склонение ЗУР: определением его основного энергетического параметра – значения управляющей силы и механизма ее создания. Методология решения указанной задачи основывается на использовании аналитического решения уравнений движения ЗУР в вертикальной плоскости.

На втором этапе технического проектирования осуществляются выбор структурной схемы системы управления и детальное математическое моделирование участка склонения для уточнения и подтверждения принятых на этапе выбора облика ЗУР технических решений.

Основными требованиями технического задания на разработку ЗУР, относящимися к управлению склонением при вертикальном старте, является обеспечение ближнего рубежа поражения целей (ближней границы

зоны поражения) и, как правило, возможности стрельбы по всем азимутальным направлениям без углов запрета. При стрельбе ЗУР с корабля (ЗУР морского базирования) последнее требование сводится к одному из двух вариантов: возможности запуска двигателя в полете после окончания склонения на высоте, превышающей высоту надстроек корабля, или, в случае предварительного запуска двигателя, условию, чтобы высота начала склонения (разворота продольной оси ЗУР) превышала высоту надстроек.

Управление склонением проектируется с учетом условий применения ЗУР. Основными из них, определяющими значение управляющей силы, являются начальные условия при выходе ЗУР из транспортно-пускового контейнера (ТПК): скорость выброса, углы ориентации связанных осей ЗУР и угловые скорости, суммарная скорость ветрового потока. Для ЗУР морского базирования при стрельбе с корабля в условиях его хода, качки и воздействия ветра угол отклонения продольной оси ЗУР от земной вертикали может составлять ±25°, угловая скорость относительно поперечной оси ЗУР достигает ±50 °/с, а суммарная скорость набегающего потока от хода корабля и действия ветра доходит до 50 м/с.

Основное требование технического задания к ЗУР – обеспечение заданной ближней границы зоны поражения – конкретизируется по отношению к управлению склонением в требованиях к двум параметрам: времени разворота продольной оси ЗУР на максимальный угол и углу наклона вектора скорости ЗУР к моменту окончания участка склонения и началу наведения на цель.

По способу создания управляющей силы различают склонение при работе маршевого двигателя и склонение до запуска маршевого двигателя.

Первый способ реализуется с помощью устройств, отклоняющих реактивную струю маршевого двигателя для создания управляющей силы: газовых рулей, поворотных сопел, интерцептров, устройств впрыскивания топлива в закритическую часть сопла. Ниже рассматривается склонение с помощью газовых рулей, как наиболее распространенного устройства для данного способа, обеспечивающего управление относительно трех осей ЗУР.

Второй способ склонения предполагает выброс ЗУР из пускового устройства с помощью дополнительной системы: катапульты или порохового аккумулятора давления (так называемый «принудительный» или «холодный» вертикальный старт), разворот продольной оси ЗУР в процессе ее подъема с запуском маршевого двигателя по окончании разворота.

Для реализации склонения до запуска маршевого двигателя используются автономные устройства склонения, создающие реактивную уп-

равляющую силу, пропорциональную команде управления, или в виде кратковременных реактивных импульсов.

Управление склонением ЗУР с помощью газовых рулей. Аналитическое решение уравнений движения ЗУР на участке склонения следует из уравнений движения ЗУР в вертикальной плоскости (плоскости склонения). Рассматриваются три интервала движения, (рис. 6.39): участок подъема до начала разворота продольной оси ЗУР $[0, t_0]$, участок интенсивного разворота продольной оси ЗУР $[t_0, t_1]$, участок полета с линейным изменением угла тангажа ЗУР $[t_1, t_2]$. При рассмотрении углового движения на участке разворота продольной оси ЗУР $[t_0, t_1]$ не учитываются аэродинамические моменты, малые по сравнению с газодинамическим моментом.

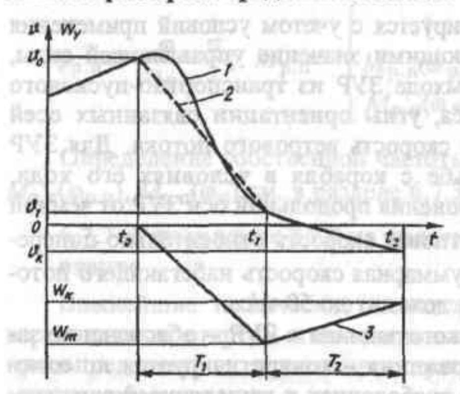


Рис. 6.39. Изменение угла тангажа и бокового ускорения ЗУР при склонении:

1 – угол тангажа υ; *2* – аппроксимация угла тангажа; *3* – боковое ускорение ЗУР W_y

Рассмотрим угловое движение ЗУР на участке разворота продольной оси на интервале времени $[t_0, t_1]$. В принятых предположениях оптимальное по быстродействию управление склонением состоит из двух максимальных по величине и противоположных по знаку значений управляющего момента (двух максимальных отклонений газовых рулей) [41]. Длительность интервалов отклонений газовых рулей на максимальный угол зависит от начальных условий. Диаграмма оптимального по быстродействию разворота продольной оси ЗУР, соответствующая принятым допущениям, приведена на рис. 6.40. Уравнения углового движения следуют из уравнения моментов (6.6) для разворота в вертикальной плоскости:

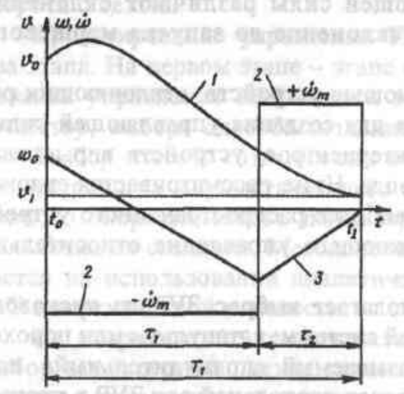


Рис. 6.40. Диаграмма процесса разворота продольной оси ЗУР при склонении:

1 – угол тангажа υ; *2* – угловое ускорение $\dot\omega$; *3* – угловая скорость ω

$$\ddot{\upsilon} = \begin{cases} \begin{cases} -\dot{\omega}_m, & t_0 < t \le \tau_1; \\ \dot{\omega}_m, & t_0 + \tau_1 < t \le t_0 + \tau_1 + \tau_2 = t_1; \end{cases} \\ \tau_1 + \tau_2 = T_1 . \end{cases} \qquad (6.188)$$

Здесь обозначено: υ – угол тангажа; $\dot{\omega}_m$ – максимальное угловое ускорение ЗУР, создаваемое при соответствующем максимальном угле отклонения газовых рулей.

Граничными условиями для уравнения (6.188) являются начальные значения угла тангажа и угловой скорости тангажа (υ_0, ω_0) и конечное значение угла тангажа (υ_1), т.е. ориентация продольной оси ЗУР по окончании разворота; при этом конечное значение угловой скорости тангажа принимается равным нулю.

Уравнение (6.188) имеет следующее решение:

$$\dot{\omega}_m = \frac{1}{2T_1^2}\left[\left(4\left(\upsilon_0 - \upsilon_1\right) + 2T_1\omega_0\right) + \sqrt{\left(4\left(\upsilon_0 - \upsilon_1\right) + 2T_1\omega_0\right)^2 + 4\omega_0^2 T_1^2}\,\right];$$

$$\omega(\tau_1) = -\dot{\omega}_m\sqrt{\frac{\omega_0^2}{2\dot{\omega}_m^2} + \frac{\upsilon_0 - \upsilon_1}{\dot{\omega}_m}}; \qquad (6.189)$$

$$\upsilon(\tau_1) = \frac{\upsilon_0 + \upsilon_1}{2} + \frac{\omega_0^2}{4\dot{\omega}_m}, \quad \tau_1 = \frac{\omega_0}{\dot{\omega}_m} + \sqrt{\frac{\omega_0^2}{2\dot{\omega}_m^2} + \frac{\upsilon_0 - \upsilon_1}{\dot{\omega}_m}};$$

$$T_1 = \frac{\omega_0}{\dot{\omega}_m} + 2\sqrt{\frac{\omega_0^2}{2\dot{\omega}_m^2} + \frac{\upsilon_0 - \upsilon_1}{\dot{\omega}_m}}. \qquad (6.190)$$

Максимальная управляющая сила, создаваемая одной парой газовых рулей, составляет

$$P_{\text{г.р}} = \frac{I_z \cdot \dot{\omega}_m}{l_{\text{г.р}}}, \qquad (6.191)$$

где $P_{\text{г.р}}$ – максимальная сила, создаваемая одной парой газовых рулей; I_z – момент инерции ЗУР относительно поперечной оси; $l_{\text{г.р}}$ – расстояние от точки приложения силы на газовом руле до центра масс.

Уравнения поступательного движения ЗУР на участке разворота $[t_0, t_1]$ продольной оси в плоскости склонения имеют в проекциях на инерциальные оси следующий вид:

$$W_{x_{\text{н}}} = W_x \cos\upsilon - W_y \sin\upsilon\,;$$
$$W_{y_{\text{н}}} = W_x \sin\upsilon + W_y \cos\upsilon - g\,. \qquad (6.192)$$

Здесь W_x, W_y – проекции ускорения ЗУР, создаваемого аэродинамическими и газодинамическими силами, на связанные оси.

Для нахождения аналитического решения примем, что угол тангажа изменяется по линейному закону, т.е.

$$\upsilon = \upsilon_{\text{о}} - b\,t, \quad b = \frac{\upsilon_{\text{о}} - \upsilon_1}{T_1}. \qquad (6.193)$$

Дополнительно примем, что проекции ускорения ЗУР на связанные оси постоянные, т.е. $W_x = \text{const}$, $W_y = \dfrac{W_m}{2} = \text{const}$ (рис. 6.39).

Обозначим скорость в момент начала склонения через $V(t_{\text{о}})$. Тогда при принятых допущениях уравнения (6.192) с учетом (6.193) имеют следующее решение:

$$V_x(t_{\text{о}}) = V(t_{\text{о}})\cos\upsilon_{\text{о}}\,; \quad V_y(t_{\text{о}}) = V(t_{\text{о}})\sin\upsilon_{\text{о}}\,;$$
$$V_x(t_1) = V_x(t_{\text{о}}) + \frac{W_x}{b}\left(\sin\upsilon_{\text{о}} - \sin\upsilon_1\right) + \frac{W_m}{2b}\left(\cos\upsilon_{\text{о}} - \cos\upsilon_1\right);$$
$$V_y(t_1) = V_y(t_{\text{о}}) - \frac{W_x}{b}\left(\cos\upsilon_{\text{о}} - \cos\upsilon_1\right) + \frac{W_m}{2b}\left(\sin\upsilon_{\text{о}} - \sin\upsilon_1\right) - gT_1\,;$$
$$\theta(t_1) = \operatorname{arctg}\frac{V_y(t_1)}{V_x(t_1)}; \qquad \alpha(t_1) = \upsilon_1 - \theta(t_1)\,; \qquad (6.194)$$
$$x(t_1) = x(t_{\text{о}}) + \left(V_x(t_{\text{о}}) + \frac{W_x}{b}\sin\upsilon_{\text{о}} + \frac{W_m}{2b}\cos\upsilon_{\text{о}}\right)T_1 + \frac{W_x}{b^2}\left(\cos\upsilon_{\text{о}} - \cos\upsilon_1\right) - \frac{W_m}{2b^2}\left(\sin\upsilon_{\text{о}} - \sin\upsilon_1\right);$$
$$y(t_1) = y(t_{\text{о}}) + \left(V_y(t_{\text{о}}) - \frac{W_x}{b}\cos\upsilon_{\text{о}} + \frac{W_m}{2b}\sin\upsilon_{\text{о}}\right)T_1 + \frac{W_x}{b^2}\left(\sin\upsilon_{\text{о}} - \sin\upsilon_1\right) + \frac{W_m}{2b^2}\left(\cos\upsilon_{\text{о}} - \cos\upsilon_1\right) - \frac{gT_1^2}{2}.$$

Поскольку решение системы (6.192) в виде (6.194) получено для принятого закона изменения угла тангажа в виде (6.193), то возникающее несоответствие рекомендуется устранить, используя метод последовательных приближений.

Решение уравнений поступательного движения ЗУР (6.192) на участке $[t_1, t_2]$ найдем в предположении, что на этом участке угол тангажа изменяется по линейному закону от υ_1 до $\upsilon_{\text{к}}$, а боковое ускорение изменяется по

линейному закону от $W_m(t = t_1)$ до $W_{\text{к}}(t = t_2)$, при этом длительность данного участка полета составляет T_2 (см. рис. 6.39).

Принятые предположения позволяют получить явное решение системы (6.192) в виде

$$V_x(t_2) = V_x(t_1) + W_x T_2 \cos\frac{\upsilon_1 + \upsilon_{\text{к}}}{2} - \frac{W_m + W_{\text{к}}}{2} T_2 \sin\frac{\upsilon_1 + \upsilon_{\text{к}}}{2}\,;$$
$$V_y(t_2) = V_y(t_1) + W_x T_2 \sin\frac{\upsilon_1 + \upsilon_{\text{к}}}{2} + \frac{W_m + W_{\text{к}}}{2} T_2 \cos\frac{\upsilon_1 + \upsilon_{\text{к}}}{2} - gT_2\,;$$
$$\theta(t_2) = \operatorname{arctg}\frac{V_y(t_2)}{V_x(t_2)}; \quad \alpha(t_2) = \upsilon_{\text{к}} - \theta(t_2)\,; \qquad (6.195)$$
$$x(t_2) = x(t_1) + V_x(t_1)\,T_2 + T_2^2\left(\frac{W_x}{2}\cos\frac{3\,\upsilon_1 + \upsilon_{\text{к}}}{4} - \frac{W_m + W_{\text{к}}}{4}\sin\frac{3\upsilon_1 + \upsilon_{\text{к}}}{4}\right);$$
$$y(t_2) = y(t_1) + V_y(t_1)\,T_2 + T_2^2\left(\frac{W_x}{2}\sin\frac{3\,\upsilon_1 + \upsilon_{\text{к}}}{4} + \frac{W_m + W_{\text{к}}}{4}\cos\frac{3\upsilon_1 + \upsilon_{\text{к}}}{4}\right) - \frac{gT_2^2}{2}.$$

Критерием правильности выбора способа склонения ЗУР и значения управляющей силы является реализуемая ближняя граница зоны поражения.

Для оценки ближней границы зоны поражения, реализуемой вертикально стартующей ЗУР после окончания участка склонения, воспользуемся кинематическими соотношениями для начального и отрабатываемого промахов (рис. 6.41, *а*).

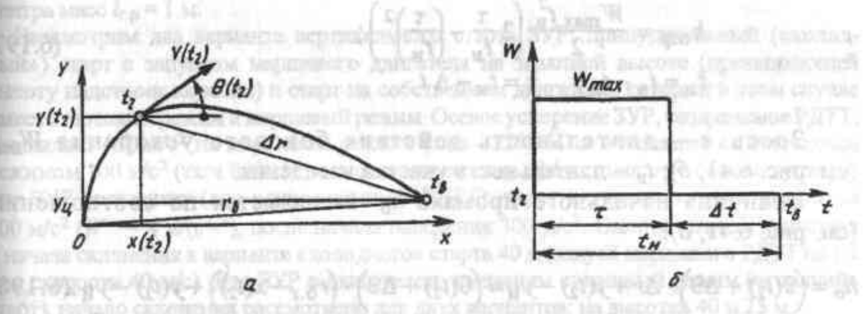


Рис. 6.41. К оценке ближней границы зоны поражения ЗУР:
а – траектория склонения и наведения; *б* – диаграмма бокового ускорения на участке наведения

Пусть в момент начала наведения на цель по окончании участка склонения (момент t_2) координаты и проекции вектора скорости ЗУР определяются соотношениями (6.195). Наиболее сложные условия создаются при перехвате на ближней границе цели, летящей на предельно малой высоте (низколе-

тящей цели). Реализующийся к моменту начала наведения начальный промах определяется отклонением вектора скорости ЗУР в конце участка склонения от направления в точку встречи. После начала наведения ЗУР с предельно допустимой боковой перегрузкой отрабатывает начальный промах. Условием перехвата цели на ближней границе является своевременная отработка начального промаха: по меньшей мере за 0,8–1 с до точки встречи. Переход в линейный режим управления является необходимым условием точного наведения и может быть представлен законом изменения бокового ускорения при наведении в виде (рис. 6.41, *б*):

$$\begin{aligned} &W_{max}, \quad t_2 < t \le t_в - \Delta t; \\ &0, \qquad t_в - \Delta t < t \le t_в; \\ &W_{max} = W_{max}^{св}\left(1 + \frac{W_x}{W^{\alpha}\, 57{,}3}\right), \end{aligned} \qquad (6.196)$$

где W_{max} – максимальное боковое ускорение ЗУР в поточных осях; $W_{max}^{св}$ – максимальное боковое ускорение ЗУР в связанных осях; W^{α} – маневровооруженность ЗУР, м/(с²·°); t_2 – время начала наведения ЗУР (время окончания склонения); $t_в$ – время встречи с целью; $\Delta t = 0{,}8 \div 1$ с – временной интервал перед точкой встречи после окончания отработки начального промаха.

Величина отработанного промаха $h_{отр}$ с учетом закона изменения бокового ускорения (6.196) определяется соотношением:

$$h_{отр} = \frac{W_{max}\, t_н^2}{2}\left(2\frac{\tau}{t_н} - \left(\frac{\tau}{t_н}\right)^2\right); \qquad (6.197)$$
$$t_н = t_в - t_2; \quad \tau = t_н - \Delta t.$$

Здесь τ – длительность действия бокового ускорения W_{max} (см. рис. 6.41, *б*); $t_н$ – длительность участка наведения.

Величина начального промаха $h_о$ вычисляется по соотношению (см. рис. 6.41, *а*):

$$h_о = \left(\theta(t_2) + \Delta\theta\right)\cdot \Delta r + y(t_2) - y_ц \approx \left(\theta(t_2) + \Delta\theta\right)\cdot\left(r_{б.г} - x(t_2)\right) + y(t_2) - y_ц. \qquad (6.198)$$

Здесь $r_{б.г}$ – дальность до ближней границы; $y_ц$ – высота полета низколетящей цели; $x(t_2)$, $y(t_2)$, $\theta(t_2)$ – параметры траектории ЗУР в конце участка склонения, определяемые соотношениями (6.195); $\Delta\theta = 0{,}03\ (\upsilon_о - \upsilon_к)$ – разброс углового положения вектора скорости ЗУР в конце участка склонения

Условием перехвата цели на ближней границе зоны поражения с дальностью $r_{б.г}$ является превышение отрабатываемого промаха $h_{отр}$ над начальным промахом $h_о$, т.е.

$$h_{отр} \ge h_о. \qquad (6.199)$$

Ближняя граница зоны находится как пересечение кривых, определяемых уравнениями (6.197) и (6.198).

Очевидно, что поражение цели на ближней границе $r_{б.г}$ (т.е. выполнение условия (6.199)) возможно в том случае, если к моменту окончания склонения t_2 вектор скорости ЗУР ориентирован в направлении, близком к точке встречи. Это требование может быть представлено в виде

$$\frac{W_{max}^{св}}{W_x}\left(1 + \frac{W_x}{W^{\alpha}\, 57{,}3}\right) > \theta(t_2) + \Delta\theta.$$

Приведенные соотношения полностью справедливы и для склонения ЗУР с помощью отклоняемых сопел маршевого двигателя.

Пример. *Рассмотрим выбор способа вертикального старта и определение управляющей силы при склонении с помощью газовых рулей ЗУР малой дальности морского базирования.*

Исходными данными для рассматриваемой ЗУР малой дальности морского базирования являются следующие: ЗУР имеет момент инерции относительно поперечной оси $I_z = 40$ кг·м² и расстояние от среза сопла двигателя, где установлены газовые рули, до центра масс $l_{г.р} = 1$ м.

Рассмотрим два варианта вертикального старта ЗУР: принудительный («холодный») старт с запуском маршевого двигателя на заданной высоте (превышающей высоту надстроек корабля) и старт на собственном двигателе, который в этом случае имеет стартовый режим и маршевый режим. Осевое ускорение ЗУР, создаваемое РДТТ, составляет 450 м/с² на маршевом режиме (тяга 33200 Н) и в варианте со стартовым режимом 100 м/с² (тяга 8000 Н на стартовом режиме). Максимальное боковое ускорение ЗУР составляет (для однорежимного РДТТ): через 1 с после запуска двигателя 100 м/с² ($W^{\alpha} = 4$ м/(с²·°); после начала наведения 300 м/с². Высота запуска двигателя и начала склонения в варианте «холодного» старта 40 м (запуск маршевого РДТТ на 1 с при скорости 40 м/с). Для ЗУР с двигателем, имеющим стартовый режим («горячий» старт), начало склонения рассмотрено для двух вариантов: на высотах 40 и 25 м.

Расчетным случаем является стрельба на ближнюю границу по цели, летящей на высоте 10 м, в условиях качки корабля. Качка корабля создает следующие начальные условия для ЗУР (к моменту начала склонения $t_о$): начальный угол тангажа $\upsilon_о = 2$ рад (115 °); начальная угловая скорость $\omega_о = 0{,}875$ рад/с (50 °/с).

Требуется при склонении развернуть продольную ось ЗУР с начального угла тангажа до конечного значения $\upsilon_к = -0{,}122$ рад (–7 °) за время T_1 (рассматриваются два значения: 1 и 0,6 с).

Результаты расчета сведены в табл. 6.4 и представлены на рис. 6.42 и 6.43.

Таблица 6.4

Способ вертикального старта	Принудительный выброс («холодный» старт)		Старт на собственном двигателе («горячий» старт)	
Режим работы РДТТ	маршевый		стартовый / маршевый	
Запуск РДТТ, t/H, с/м	1 / 40		0 / на пусковой установке	
Продольное ускорение, м/с², старт / марш	0 / 450		100 / 450	
Скорость при выходе из ТПК, м/с	40		25	
Тяга РДТТ, Н, старт / марш	0 / 33200		8000 / 33200	
Боковое ускорение, м/с², $W_м / W_к$	–200 / –70	–90 / –100	0 / –100	0 / –100
Начало склонения Y/t, м/с	40 / 1	40 / 1	40 / 1	25 / 0,75
Разворот по тангажу угол, ° / время, с	122 / 1	122 / 0,6	122 / 0,6	122 / 0,6
Максимальная сила, создаваемая одним газовым рулем, Н; % от тяги РДТТ	206 0,62	532 1,6	(от 8000 Н) 532 6,65	(от 8000 Н) 532 6,65
Траектория ЗУР в конце участка склонения t, с; x/y, м/м; V/θ, м/(с·°)	2,5 300 / 300 515 / 5,3	2,5 330 / 200 550 / 4	2,5 180 / 176 407 / 4,9	2,2 266 / 128 500 / 3,6
Дальность до ближней границы зоны поражения, м ($H_ц$ = 10 м)	2250	1930	1960	1700

Управление склонением ЗУР до запуска маршевого двигателя с помощью автономных реактивных устройств. Склонение до запуска маршевого двигателя позволяет за наименьшее время изменить ориентацию траектории полета ЗУР от вертикальной, заданной системой выброса из пускового устройства, до направления в точку встречи. Сверхбыстрое изменение траектории обеспечивается тем, что включение маршевого

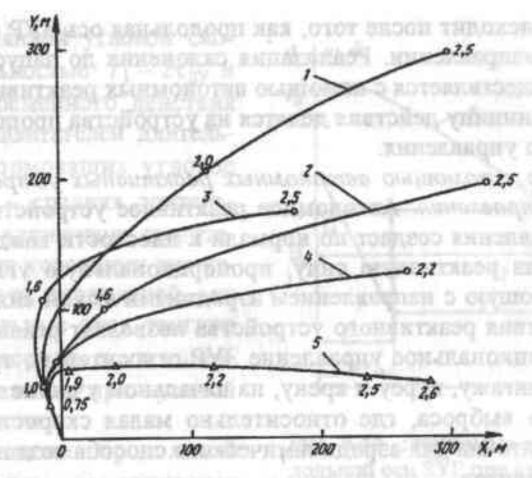


Рис. 6.42. Траектории ЗУР при вертикальном старте:

1 – «холодный» старт, склонение с помощью газовых рулей, относительная максимальная сила на одном газовом руле $\bar{P}_{г.р}$ = 0,62%; *2* – «холодный» старт, $\bar{P}_{г.р}$ = 1,6%; *3* – «горячий» старт, РДТТ со стартовым режимом, $\bar{P}_{г.р}$ = 6,65%, начало склонения на высоте 40 м; *4* – «горячий» старт, РДТТ со стартовым режимом, $\bar{P}_{г.р}$ =6,65%, начало склонения на высоте 25 м; *5* – «холодный» старт, склонение до запуска РДТТ с помощью автономного устройства

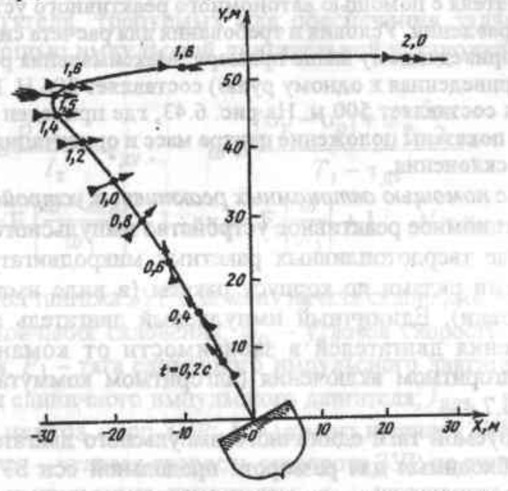


Рис. 6.43. Траектория склонения ЗУР малой дальности, вертикально стартующей с корабля в условиях качки («холодный» старт) и склоняющейся до запуска маршевого двигателя автономной реактивной системой пропорционального управления (показаны положение центра масс и направление продольной оси ЗУР с интервалом 0,2 с; РДТТ включается на 1,5 с)

двигателя происходит после того, как продольная ось ЗУР ориентируется в требуемом направлении. Реализация склонения до запуска маршевого двигателя осуществляется с помощью автономных реактивных устройств, которые по принципу действия делятся на устройства пропорционального и импульсного управления.

Склонение с помощью автономных реактивных устройств пропорционального управления. Автономное реактивное устройство пропорционального управления создает по нормали к плоскости каждого аэродинамического руля реактивную силу, пропорциональную углу отклонения руля, совпадающую с направлением аэродинамической силы. Указанный принцип действия реактивного устройства позволяет реализовать эффективное пропорциональное управление ЗУР относительно трех связанных осей, т.е. по тангажу, курсу и крену, на начальном участке подъема после вертикального выброса, где относительно малая скорость полета (20–40 м/с) недостаточна для аэродинамического способа создания управляющих сил и моментов.

Максимальная реактивная сила, требуемая для управления склонением ЗУР, в случае использования реактивного устройства пропорционального управления определяется по соотношению (6.191).

На рис. 6.42 приведен начальный участок траектории ЗУР малой дальности (до начала наведения), склоняющейся после вертикального старта до запуска маршевого двигателя с помощью автономного реактивного устройства пропорционального управления. Условия и требования для расчета системы склонения соответствуют приведенному выше примеру. Максимальная реактивная управляющая сила (приведенная к одному рулю) составляет 206 Н. Ближняя граница зоны поражения составляет 500 м. На рис. 6.43, где приведен начальный участок траектории, показаны положение центра масс и ориентация продольной оси ЗУР в процессе склонения.

Склонение с помощью автономных реактивных устройств импульсного управления. Автономное реактивное устройство импульсного управления реализуется в виде твердотопливных ракетных микродвигателей, размещаемых радиальными рядами по корпусу ракеты (в виде импульсной двигательной установки). Единичный импульсный двигатель создает тягу P_1. Способ включения двигателей в зависимости от команды управления определяется алгоритмом включения (алгоритмом коммутатора), изложенным в разделе 6.7.4.

Расчет требуемой тяги единичного импульсного двигателя и количества двигателей, необходимых для разворота продольной оси ЗУР на требуемый угол склонения, производится исходя из принятой диаграммы изменения угла и угловой скорости тангажа, представленной на рис. 6.44. Принятая диаграмма разворота продольной оси ЗУР является оптимальной по быстродействию и состоит из участка одновременного включения n_1 единичных двигателей длительностью $\tau_{ДУ}$, создающих угловую скорость разворота ω, участка разворота с постоянной угловой скоростью длительностью $T_1 - 2\tau_{ДУ}$ и участка одновременного действия n_2 единичных двигателей длительностью $\tau_{ДУ}$, тормозящих угловое движение ($\tau_{ДУ}$ – средняя длительность действия единичного двигателя). Граничными условиями для углового разворота продольной оси являются начальные угол тангажа $\upsilon_о$ и угловая скорость $\omega_о$ и конечный угол тангажа $\upsilon_к$ при нулевой конечной скорости.

Рис. 6.44. Диаграмма разворота продольной оси ЗУР при склонении с помощью автономного реактивного устройства импульсного управления:
1 – угловое ускорение, $\dot{\omega}$; *2* – угол тангажа, υ; *3* – угловая скорость тангажа, ω

Время склонения продольной оси ЗУР на угол $\upsilon_о - \upsilon_к$ составляет T_1.

Исходя из принятой диаграммы получаем следующие соотношения для определения количества импульсных двигателей и тяги единичного двигателя, требуемых для обеспечения заданного режима склонения с помощью импульсной двигательной установки:

$$\omega_1 = \frac{P_1 l_{ИДУ}}{I_z}\tau_{ДУ}; \qquad \omega = \frac{(\upsilon_к - \upsilon_о) + \omega_о \frac{\tau_{ДУ}}{2}}{T_1 - \tau_{ДУ}}; \tag{6.200}$$

$$n_1 = \mathrm{E}\left|\frac{\omega - \omega_о}{\omega_1}\right| + 1; \quad n_2 = \mathrm{E}\left|\frac{\omega}{\omega_1}\right| + 1; \quad N = n_1 + n_2 .$$

Здесь $\upsilon_о$ – угол тангажа ЗУР в момент начала склонения; $\upsilon_к$ – угол тангажа ЗУР после окончания склонения; $\omega_о$ – угловая скорость ЗУР в момент начала склонения; P_1 – тяга единичного импульсного двигателя; $\tau_{ДУ}$ – среднее время работы единичного импульсного двигателя; $l_{ИДУ}$ – расстояние от центра ИДУ до центра масс ЗУР; I_z – момент инерции ЗУР относительно поперечной оси; ω_1 – угловая скорость разворота ЗУР по тангажу, создаваемая единичным импульсным двигателем; n_1 – количество одновременно включаемых импульсных двигателей, требуемых для создания угловой скорости разворота ЗУР; n_2 – количество одновременно включаемых двигателей, требуемых для торможения углового движения ЗУР; N – общее количество используемых двигателей; E – символ целого числа.

Определим число импульсных двигателей, требуемых для склонения ЗУР малой дальности в условиях рассмотренного выше примера.

Исходные данные: $I_z = 40$ кг·м^2; $\tau_{ду} = 0,016$ с; $P_1 = 500$ Н; $l_{иду} = 1$ м.

Требования технического задания: $T_1 = 1$ с; $\upsilon_0 = 2$ рад (115 °); $\upsilon_к = 0$; $\omega_0 = 0,875$ рад/с (50 °/с).

Результаты расчета по соотношениям (6.200):

$\omega = -2,03$ рад/с; $n_1 = 15$; $n_2 = 11$; $N = 26$.

На рис. 6.45 приведены результаты математического моделирования участка склонения ЗУР малой дальности с автономным реактивным устройством склонения. Характеристики ЗУР, а также максимальная управляющая реактивная сила соответствуют рассмотренному выше примеру.

Для реализации склонения с помощью автономных реактивных устройств импульсного управления структурная схема управления аналогична рассмотренной выше.

На рис. 6.46 приведены результаты математического моделирования склонения ЗУР малой дальности в условиях примера, рассмотренного выше при определении необходимого для склонения числа импульсных двигателей. Указаны ориентация и число включаемых двигателей. Видно, что общее число двигателей, включаемых на разгон и торможение ЗУР для ее склонения, при моделировании с использованием полной математической модели управле-

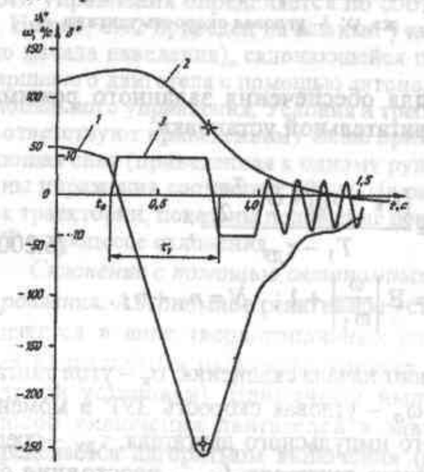


Рис. 6.45. Склонение ЗУР малой дальности до запуска РДТТ с помощью автономного реактивного устройства пропорционального управления:

1 – угловая скорость ω; *2* – угол тангажа υ; *3* – угол отклонения газораспределителя реактивного устройства δ; «+» – расчетные значения

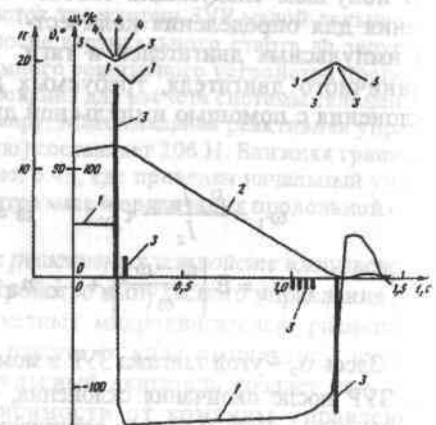


Рис. 6.46. Склонение ЗУР малой дальности до запуска РДТТ с помощью автономной импульсной двигательной установки:

1 – угловая скорость ω; *2* – угол тангажа υ; *3* – количество включенных импульсных двигателей *n* (показано число включенных двигателей в каждом ряду)

ния (ММУ ЗУР) соответствует назначенным на основании аналитического расчета на этапе выбора облика ЗУР.

6.8. КОНТУР УПРАВЛЕНИЯ И ТОЧНОСТЬ НАВЕДЕНИЯ

6.8.1. Контур управления при теленаведении

Основной принцип телеуправления состоит в построении кинематической траектории, соответствующей методу наведения, измерении текущего отклонения ЗУР от кинематической траектории (текущего промаха), вычислении команды управления λ, направленной на обнуление текущего промаха, и воздействии командой λ на контур стабилизации для ликвидации отклонения ЗУР от кинематической траектории. Структурная схема контура телеуправления приведена на рис. 6.47.

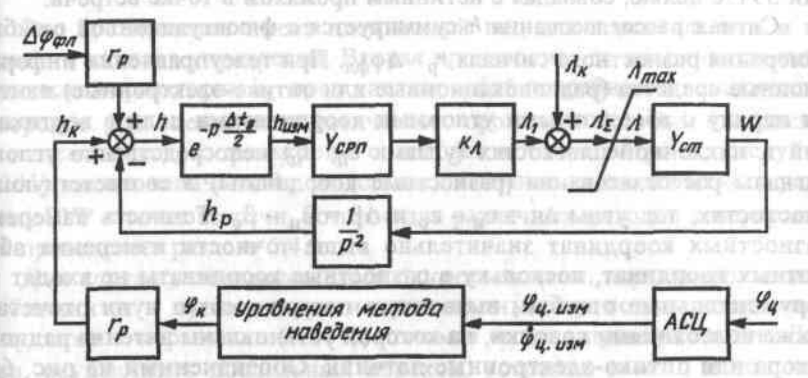


Рис. 6.47. Структурная схема контура управления при теленаведении

Контур управления включает два канала, регулирующих движение в вертикальной и наклонной плоскостях управления. В силу идентичности каналов на рис. 6.47 опущены индексы, относящиеся к движению в вертикальной или наклонной плоскостях, а угловая координата обозначена через φ. Контур управления представляет систему автоматического регулирования с отрицательной связью по отклонению ЗУР от кинематической траектории. Объектом регулирования является ЗУР с бортовой системой стабилизации. Замкнутая система стабилизации представлена передаточной функцией $Y_{ст}$, на вход которой поступает команда управления λ, а на выходе реализуется ускорение ракеты *W*, нормальное к траектории полета.

Команда управления λ в общем векторном виде представляется уравнением (6.36): $\bar{\lambda} = f(\varepsilon,\ \beta,\ r_ц,\ r_р,\ \Delta r)$ и конкретизируется в виде двух аддитивно входящих составляющих. Первая составляющая фор-

мирует кинематическую траекторию. Цепь формирования кинематической траектории на входе имеет угловую координату цели $\varepsilon_ц$ или $\beta_ц$, включает автомат слежения за целью (АСЦ), уравнения которого (6.91) приведены в разделе 6.4.4, и алгоритм метода наведения, соответствующий уравнениям, приведенным в разделе 6.4.2. В соответствии с алгоритмом метода наведения формируется координата кинематической траектории $h_к$. Первая составляющая команды управления образуется из рассогласования h между потребной координатой кинематической траектории $h_к$ и реализованной координатой ракеты $h_р$, соответствующей ее текущему положению. Сигнал рассогласования h называется также текущим промахом, хотя в действительности представляет текущее отклонение ракеты от кинематической траектории и стремится к истинному промаху при сближении ЗУР с целью, совпадая с истинным промахом в точке встречи.

Сигнал рассогласования h суммируется с флюктуационной ошибкой измерения разностного сигнала $r_р \cdot \Delta\varphi_{фл}$. При телеуправлении информационные средства (радиолокационные или оптико-электронные) измеряют наряду с абсолютными угловыми координатами цели в вертикальной и наклонной плоскостях (углами $\varepsilon_ц$, $\beta_ц$) непосредственно угловые сигналы рассогласования (разностные координаты) в соответствующих плоскостях, т.е. углы $\Delta\varepsilon = \varepsilon_ц - \varepsilon_р$ и $\Delta\beta = \beta_ц - \beta_р$. Точность измерения разностных координат значительно выше точности измерения абсолютных координат, поскольку в разностные координаты не входят инструментальные ошибки, вызванные погрешностью нуля отсчета, а также колебаниями колонки, на которой установлены антенна радиолокатора или оптико-электронные датчики. Обозначенный на рис. 6.47 $h_{изм}$ – зашумленный сигнал рассогласования – измеряется с дискретностью $\Delta t_д$ и поступает на вход корректирующего устройства. Оператор корректирующего устройства обозначен через $Y_{СРП}$. Корректирующее устройство (счетно-решающий прибор – СРП) представляет собой опережающее (дифференцирующее) звено и необходимо для обеспечения устойчивости контура управления. Опыт проектирования показывает, что наилучшим образом удовлетворяет требованиям устойчивости корректирующее звено вида

$$Y_{СРП} = \frac{1 + T_{СРП}\, p}{1 + \dfrac{T_{СРП}}{m}\, p + \left(\dfrac{T_{СРП}}{m}\right)^2 p^2}.$$

Произведение коэффициента усиления $к_\lambda$, $1/с^2$, на коэффициент усиления замкнутого контура стабилизации $к_{ст} = Y_{ст}$ ($p = 0$) дает коэффициент усиления разомкнутого контура управления $к_о = к_\lambda\, к_{ст}$, определяющий в значительной степени величину динамической ошибки (динамического промаха) при телеуправлении.

Второй составляющей команды управления является команда компенсации динамической ошибки $\lambda_к$. Она рассматривается несколько ниже.

6.8.2. Оценка точности при телеуправлении

Систематическое отклонение ЗУР от кинематической траектории при телеуправлении определяется операторным соотношением, следующим из структурной схемы 6.47:

$$h = \frac{1}{p^2 + к_\lambda\, Y_{СРП}\, Y_{ст}\, e^{-p\frac{\Delta t_д}{2}}}\, \ddot{h}_к. \qquad (6.201)$$

Это соотношение имеет идентичный вид для вертикального и наклонного каналов управления. Вторая производная от координаты кинематической траектории $\ddot{h}_к$ представляет собой потребное кинематическое ускорение. Для оценки систематического промаха, с которым отклонение от кинематической траектории совпадает в точке встречи, следует в (6.201) вместо величины $\ddot{h}_к$ подставить значение кинематического ускорения ЗУР в точке встречи, которое для различных методов телеуправления приведено в разделе 6.4.3.

Для случая установившегося движения цели, характеризующегося близкими к нулю вторыми производными угловых координат, допустимо в выражении (6.201), понимая его как преобразование Лапласа, осуществить предельный переход, устремив $p \to 0$, и получить значение систематического промаха:

$$h = \frac{W_р}{к_о}. \qquad (6.202)$$

Здесь $W_р$, $м/с^2$ – кинематическое ускорение ЗУР при теленаведении, определяемое в зависимости от метода наведения уравнениями (6.78), (6.79), (6.80); $к_о$, $1/с^2$ – коэффициент усиления разомкнутого контура телеуправления.

При неустановившемся движении цели промах при теленаведении определяется математическим моделированием.

Компенсация динамической ошибки при телеуправлении. Динамической ошибкой называется систематическая составляющая промаха, возникающая при входном воздействии на контур управления систематических (а не флюктуационных) возмущений. Систематичес-

ким входным воздействием для контура телеуправления является кинематическое ускорение ЗУР $\ddot{h}_{\text{к}} = W_{\text{р}}$.

В общем виде цепь компенсации динамической ошибки представлена на структурной схеме рис. 6.48. Приведенная структурная схема является развитием общей структурной схемы контура управления (см. рис. 6.47). (Цепь контура управления приведена с несущественными для дальнейшего изложения упрощениями.)

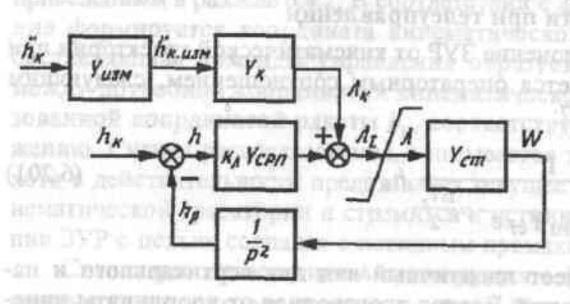


Рис. 6.48. Структурная схема контура телеуправления с цепью компенсации динамической ошибки

На рис. 6.48 введены следующие дополнительные обозначения: $\ddot{h}_{\text{к.изм}}$ – измеренное кинематическое ускорение ракеты; $Y_{\text{изм}}$ – оператор цепи измерения кинематического ускорения ракеты; $Y_{\text{к}}$ – компенсирующий оператор.

Команда компенсации динамической ошибки $\lambda_{\text{к}}$ имеет вид

$$\lambda_{\text{к}} = Y_{\text{к}}\, \ddot{h}_{\text{к.изм}}\,. \tag{6.203}$$

Систематическая составляющая промаха ЗУР с учетом команды компенсации динамической ошибки представляется следующим операторным уравнением:

$$h = \frac{p^2}{p^2 + \text{к}_\lambda Y_{\text{СРП}} Y_{\text{ст}}} h_{\text{к}} - \frac{Y_{\text{изм}} Y_{\text{к}} Y_{\text{ст}}}{p^2 + \text{к}_\lambda Y_{\text{СРП}} Y_{\text{ст}}} \ddot{h}_{\text{к}} = \frac{1}{p^2 + \text{к}_\lambda Y_{\text{СРП}} Y_{\text{ст}}} \left(1 - Y_{\text{изм}} Y_{\text{к}} Y_{\text{ст}}\right) \ddot{h}_{\text{к}}\,. \tag{6.204}$$

Потребуем, чтобы динамическая (систематическая) ошибка теленаведения равнялась нулю. Отсюда получаем выражение для компенсирующего оператора, сводящего к нулю динамическую ошибку при телеуправлении:

$$Y_{\text{к}} = \frac{1}{Y_{\text{изм}} Y_{\text{ст}}}\,. \tag{6.205}$$

Для случая установившегося движения цели, т.е. в предположении, что спектр движения цели сосредоточен на низких частотах, где можно положить $Y_{\text{изм}} = 1$, $Y_{\text{ст}} = \text{к}_{\text{ст}}$, получаем выражение для команды компенсации динамической ошибки при телеуправлении:

$$\lambda_{\text{к}} = \frac{1}{\text{к}_{\text{ст}}} \ddot{h}_{\text{к.изм}} = \frac{\ddot{W}_{\text{р.изм}}}{\text{к}_{\text{ст}}}\,. \tag{6.206}$$

В (6.206) выражение для измеренного кинематического ускорения ЗУР $\ddot{h}_{\text{к.изм}} = W_{\text{р.изм}}$ зависит от метода теленаведения.

Используя общее выражение для потребного кинематического ускорения при теленаведении (6.73), получаем уравнение для вычисления команды компенсации динамической ошибки в виде

$$\lambda_{\text{к}} = \frac{1}{\text{к}_{\text{ст}}} \left(\ddot{\varphi}_{\text{к.изм}} \cdot r_{\text{р}} + \text{к} \cdot \dot{\varphi}_{\text{к.изм}} \right). \tag{6.207}$$

Для вертикального и наклонного каналов телеуправления в (6.207) подставляются соответствующие измеренные значения углового ускорения и угловой скорости линии, связывающей точку расположения радиолокатора наведения с текущей точкой на кинематической траектории.

Компенсация динамической ошибки весьма эффективна при установившемся движении цели: прямолинейном полете или длительном маневрировании с постоянным ускорением. В этом случае цепь компенсации сводит динамическую ошибку в точке встречи практически к нулю.

При неустановившемся движении цели – знакопеременных маневрах типа «змейка» или «правильная бочка», совершаемых на частоте, близкой к собственной частоте контура управления, – эффективность компенсации динамической ошибки зависит от точности измерения потребного кинематического ускорения и в целом оказывается ниже, чем при установившемся движении цели, в силу запаздываний, вносимых в составляющие углового ускорения и угловой скорости цели при их измерениях.

Для окончательного определения точности наведения ЗУР при телеуправлении, включающей динамическую и флюктуационную ошибки наведения, применяется метод математического моделирования с использованием математической модели управления ЗУР.

6.8.3. Контур управления при самонаведении

Основной принцип самонаведения состоит в определении рассогласования между измеренной головкой самонаведения угловой скоростью

линии визирования (линии ЗУР – цель) и кинематической угловой скоростью, соответствующей методу наведения, в вычислении команды управления $\bar{\lambda}$, направленной на обнуление рассогласования, и воздействии командой $\bar{\lambda}$ на контур стабилизации для ликвидации вычисленного рассогласования.

Принципиальная структурная схема контура управления при самонаведении приведена на рис. 6.49.

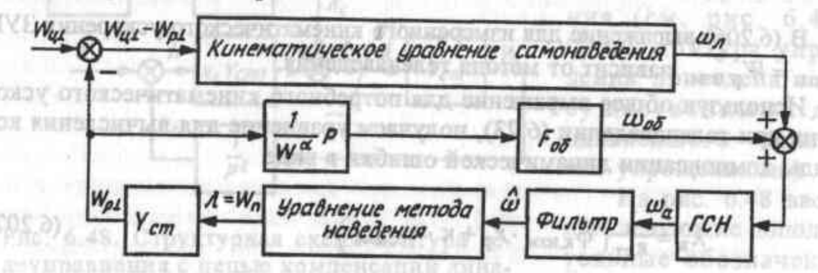


Рис. 6.49. Структурная схема контура управления при самонаведении

Контур управления при самонаведении включает кинематическое уравнение самонаведения (6.63), содержащее существенно переменный по времени коэффициент: относительную дальность между ЗУР и целью Δr. На вход кинематического уравнения самонаведения поступает разность ускорений цели $W_{ц\perp}$ и ракеты $W_{р\perp}$, нормальных к линии визирования, на выходе имеем угловую скорость линии визирования $\omega_л$. Угловая скорость линии визирования измеряется головкой самонаведения (ГСН). Измеренная угловая скорость линии визирования в проекции на антенные оси ГСН $\omega_а$ поступает на вход фильтра. Задача фильтра состоит в формировании оценки угловой скорости линии визирования $\hat{\omega}$, имеющей наименьшее систематическое смещение и наименьшее СКО относительно кинематической угловой скорости $\omega_л$. Поэтому построение фильтра является наиболее ответственной задачей формирования контура самонаведения.

Уравнения метода наведения (6.70),(6.71) служат основой для формирования команды управления λ, которая поступает на вход ЗУР с бортовой системы стабилизации, являющейся объектом регулирования. Замкнутая система стабилизации представлена передаточной функцией $Y_{ст}$, на выходе которой реализуется ускорение ракеты $W_{р\perp}$. Команда управления, в общем векторном виде представленная уравнением (6.35): $\bar{\lambda} = f(\Delta\varepsilon, \Delta\beta, \omega_{yц}, \omega_{zц}, \Delta r)$, конкретизируется в зависимости от метода самонаведения и вида фильтра обработки сигнала.

Радиолокационные головки самонаведения закрыты радиопрозрачным диэлектрическим обтекателем.

При прохождении электромагнитной волны радиосигнала через диэлектрическую стенку обтекателя происходит преломление плоского фронта волны, т.е. нормаль к фронту волны изменяет свое направление. Из-за этого явления равносигнальная линия антенны радиолокационной головки самонаведения (РГСН) отклоняется от истинного направления на цель. В результате головка самонаведения следит не за истинной целью, а за кажущейся, смещенной целью. Отклонение смещенной цели от истинной называется пеленгационной характеристикой обтекателя.

Особенностью контура управления при самонаведении является обратная связь по обтекателю ГСН. На структурной схеме (см. рис. 6.49) связь по обтекателю включает дифференцирующий оператор с коэффициентом усиления $F_{об}/W^{\alpha}$, где $F_{об}$ – крутизна пеленгационной характеристики обтекателя, а $W^{\alpha} = \partial W/\partial\alpha$, м/(с^2·рад) – маневровооруженность ЗУР.

Знак наклона пеленгационной характеристики обтекателя $F_\varepsilon = \partial\Delta\varepsilon_{об}/\partial\varepsilon$ определяет знак возникающий обратной связи. В принятых обозначениях при $F_\varepsilon < 0$ возникает отрицательная обратная связь, а при $F_\varepsilon > 0$ – положительная обратная связь.

Отрицательная крутизна пеленгационной характеристики означает, что при перемещении цели относительно обтекателя смещенная цель как бы «отстает» от истинной. При наведении такое смещение замедляет реакцию ракеты, и за счет этого запаздывания увеличивается промах. Кроме того, за счет вносимого запаздывания по фазе могут возникать колебания на частотах 1 – 2 Гц.

Положительная крутизна пеленгационной характеристики означает, что при перемещении цели относительно обтекателя смещенная цель «опережает» истинную. При наведении такое опережающее смещение приводит к чрезмерной реакции ракеты, в результате чего может возникать неустойчивый процесс наведения.

Для уменьшения влияния обтекателя в закон управления самонаводящейся ракетой вводится сигнал компенсации ошибок обтекателя.

Теоретически, если измерить ошибки обтекателя и ввести их в закон управления с обратным знаком, то влияние искажений обтекателя на наведение было бы исключено. К сожалению, эффекту идеальной компенсации препятствует ряд объективно неустранимых факторов, из которых главным является изменение пеленгационной характеристики обтекателя в полете вследствие влияния аэродинамического нагрева и нагрузок на характеристики материала обтекателя. Поэтому, несмотря на то, что пеленгационная характеристика обтекателя измеряется в процессе производства и в обобщенном (или индивидуальном) виде вводится для формирования компенсационных команд, нескомпенсированная ос-

таточная крутизна создает обратную связь. Главная задача при проектировании системы обтекатель – радиолокационная головка самонаведения заключается в уменьшении остаточной крутизны пеленгационной ошибки обтекателя. С этой целью для радиолокационных обтекателей применяются диэлектрически стабильные материалы, устойчивые к аэродинамическому нагреву и нагрузкам.

Фильтр Калмана в контуре самонаведения. Рассмотрим задачу определения оптимальных оценок с помощью фильтра Калмана. Наибольшее практическое значение имеет представление фильтра Калмана в дискретном времени, поскольку все вычислительные процедуры выполняются в бортовых цифровых вычислительных машинах зенитных управляемых ракет дискретно.

В дискретном представлении динамическая линейная система, находящаяся под воздействием шумов, описывается следующими уравнениями в матричной форме [47]:

$$x_{k+1} = A_k x_k + u_k + \eta_k; \qquad (6.208)$$

$$z_{k+1} = H_{k+1} x_{k+1} + \xi_{k+1}; \qquad (6.209)$$

$$\mathrm{E}\left[\eta_k,\ \eta_l^T\right] = Q_k \delta_{kl}; \quad \mathrm{E}\left[\xi_k,\ \xi_l^T\right] = R_k \delta_{kl}.$$

Здесь η_k, ξ_k – гауссовы некоррелированные дискретные процессы; δ_{kl} – символ Кронекера ($\delta_{kl}=1$ при $k=l$ и $\delta_{kl}=0$ при $k \neq l$).

Вычислительная процедура для фильтра Калмана в дискретном времени дается следующими рекуррентными соотношениями [47]:

$$\hat{x}^{э}_{k+1} = A_k \hat{x}_k + u_k; \qquad (6.210)$$

$$P^{э}_{k+1} = A_k P_k A_k^T + Q_k; \qquad (6.211)$$

$$P_{k+1} = P^{э}_{k+1} - \mathrm{K}_{k+1} \cdot H_{k+1} \cdot P^{э}_{k+1}; \qquad (6.212)$$

$$\mathrm{K}_{k+1} = P^{э}_{k+1} H^T_{k+1} \left(H_{k+1} \cdot P^{э}_{k+1} \cdot H^T_{k+1} + R_{k+1}\right)^{-1}; \qquad (6.213)$$

$$\hat{x}_{k+1} = \hat{x}^{э}_{k+1} + \mathrm{K}_{k+1}\left(z_{k+1} - H_{k+1} \cdot \hat{x}^{э}_{k+1}\right). \qquad (6.214)$$

В приведенных уравнениях: $\hat{x}$ – вектор оценок; $\hat{x}^{э}$ – вектор экстраполированных оценок; $P^{э}$ – экстраполированная ковариационная матрица;

P – ковариационная матрица оценок; К – матрица коэффициентов усиления, для которой уравнение (6.213) взято в форме, приведенной в [2].

Основной эффект применения фильтра Калмана сводится к следующему. Измеренная головкой самонаведения угловая скорость линии визирования сильно зашумлена флюктуациями, поэтому в первичном виде ее невозможно использовать для управления ЗУР. На рис. 6.50 представлены: *1* – кинематическая (истинная) угловая скорость линии визирования; *4* – угловая скорость, измеренная ГСН.

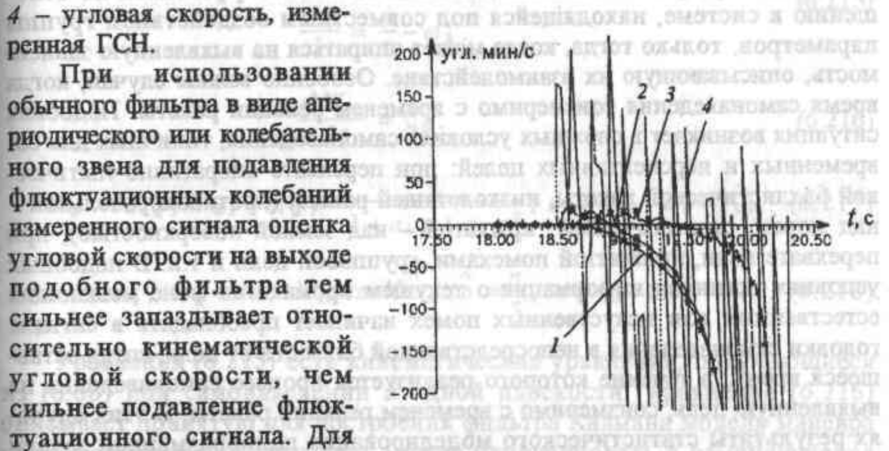


Рис. 6.50. К пояснению преимущества фильтра Калмана

При использовании обычного фильтра в виде апериодического или колебательного звена для подавления флюктуационных колебаний измеренного сигнала оценка угловой скорости на выходе подобного фильтра тем сильнее запаздывает относительно кинематической угловой скорости, чем сильнее подавление флюктуационного сигнала. Для иллюстрации на рис. 6.50 представлена оценка угловой скорости линии визирования на выходе апериодического фильтра – кривая *3*. Использование столь запаздывающего сигнала для управления ракетой приводит к появлению недопустимо большого промаха.

Фильтр Калмана использует модель взаимного движения ракеты и цели, и чем ближе модель к кинематике истинного относительного движения, тем точнее оценка на выходе фильтра Калмана воспроизводит кинематическую угловую скорость линии визирования. При точном совпадении используемой модели и истинного движения оценка воспроизводит угловую скорость линии визирования без искажений, что и обеспечивает высокую точность самонаведения ЗУР на цель (на рис. 6.50 кривая *2* – оценка угловой скорости линии визирования на выходе фильтра Калмана).

6.8.4. Оценка точности самонаведения

Методология выбора облика самонаводящейся ЗУР и проектирования ее управления основана на количественном анализе, а инструмен-

том является математическая модель управления, позволяющая использовать метод статистического моделирования (метод Монте-Карло).

Большая размерность пространства варьируемых параметров и начальных условий чрезвычайно затрудняет выявление общих закономерностей, тонущих в частных результатах статистического моделирования. «Проклятие размерности» давит и вызывает неуверенность в полученных результатах. Количественный анализ эффективен по отношению к системе, находящейся под совместным воздействием группы параметров, только тогда, когда может опираться на выявленную зависимость, описывающую их взаимодействие. Особенно важны случаи, когда время самонаведения соизмеримо с временем реакции ракеты. Подобная ситуация возникает в сложных условиях самонаведения, типичных для современных и перспективных целей: при перехвате оперативно-тактической баллистической ракеты, низколетящей ракеты (противокорабельной – над морем, стратегической крылатой – над земной поверхностью), при перехвате цели, прикрытой помехами, групповой цели и т.п. В подобных условиях истинная информация о текущем промахе на фоне мешающих естественных или искуственных помех начинает преобладать в сигнале головки самонаведения в непосредственной близости от цели, когда оставшееся время, в течение которого реализуется процесс самонаведения на выявленную цель, соизмеримо с временем реакции ракеты. В этих случаях результаты статистического моделирования полноразмерной задачи самонаведения часто воспринимаются исследователем как вызывающие недоверие парадоксы, если в его распоряжении отсутствуют обобщающие универсальные зависимости, раскрывающие закономерность полученных результатов. Для выявления общих закономерностей, присущих самонаведению, и определения облика самонаводящейся ракеты воспользуемся подходом, основанным на использовании закона подобия [27]. Методология решения задачи состоит в следующем:

1. Общие закономерности, присущие системе самонаведения, выявляются путем анализа обобщенной системы уравнений самонаведения, которая получается из системы линейных уравнений самонаведения в одной плоскости (принятой модели динамической системы) введением преобразования подобия. Определяются условия (правила) подобия, при соблюдении которых сохраняется величина относительного промаха при изменении условий перехвата.

2. Проводится моделирование самонаведения на полной пространственной математической модели в принятых конкретных условиях перехвата. Полученные динамические и среднеквадратические ошибки представляются в виде универсальных зависимостей точности самонаведения, которые можно пересчитать к другим условиям перехвата по соотношению, основанному на правилах подобия.

Для построения обобщенной системы самонаведения, в общем случае включающей процедуру оптимального оценивания с помощью фильтра Калмана, рассматривается модель динамической системы, описывающей самонаведение в одной плоскости:

$$\frac{dn}{dt} = \frac{n}{\tau} + \frac{1}{V}(W_ц - W_р),$$
$$\frac{d\varphi}{dt} = \frac{n}{\tau} - \omega_а. \tag{6.215}$$

$$\frac{dW_ц}{dt} = \zeta_ц. \tag{6.216}$$

$$W_р = Y_{ст}(p)\,W_ц,\; Y_{ст}(p) = \frac{1}{1 + a_1 p + a_2 p^2},\; a_1 = T_{ст},\; a_1 = T_{ст}^2. \tag{6.217}$$

$$z = \varphi + \xi,\; \omega_а = zd,\; W_п = mV\hat{\omega},\; \hat{\omega} = \frac{\hat{n}}{\tau},\; \tau = \tau_о - t. \tag{6.218}$$

Уравнения (6.215) есть кинематические уравнения, получающиеся из (6.68) при самонаведении в одной плоскости. Уравнение (6.216) описывает принятую для построения фильтра Калмана модель маневра цели, допускающую, что цель может маневрировать с изменяющейся перегрузкой. Уравнение (6.217) есть уравнение динамики ракеты с системой стабилизации, где $Y_{ст}(p)$ – оператор замкнутой системы стабилизации. Уравнение (6.218) есть уравнение закона управления, где z – измерения, ξ – гауссов шум измерений, d – добротность ГСН, $\hat{n}$, $\hat{\omega}$ – оценки фильтром Калмана соответственно относительного промаха и угловой скорости линии визирования.

Фильтр Калмана для динамической системы в виде (6.215), (6.216), (6.218) в соответствии с общей процедурой (6.210)–(6.214) сводится к трехмерному дискретному фильтру с вектором оценок $\hat{x}_k = \left|\hat{n}_k, \hat{\varphi}_k, \hat{W}_{ц k}\right|$.

Чтобы получить обобщенную систему уравнений самонаведения, достаточно перейти к безразмерному времени и обобщенным параметрам (обозначенным ниже *), введя преобразование подобия:

$$t^* = \frac{t}{\tau_о},\; \tau^* = \frac{\tau}{\tau_о},\; n^* = Vn,\; h^* = \frac{h}{\tau_о},\; W_р^* = \tau_о W_р,\; W_ц^* = \tau_о W_ц,$$
$$\omega_а^* = V\tau_о\omega_а,\; \varphi^* = V\varphi,\; z^* = Vz,\; \zeta_ц^* = \tau_о^2\zeta_ц,\; d^* = \tau_о d. \tag{6.219}$$

Безразмерное время t^* определено на интервале [0, 1]. соответственно оператор дифференцирования $p = d/dt$ преобразуется в обобщенный оператор дифференцирования $s = d/dt^*$, отсюда $p^k = s^k/\tau_o^k$. В результате оператор системы стабилизации $Y_{ст}(p)$ преобразуется в обобщенный оператор системы стабилизации $Y_{ст}(s)$ с двумя обобщенными коэффициентами a_1^*, a_2^*:

$$Y_{ст}(s) = \frac{1}{1 + a_1^* s + a_2^* s^2}, \quad a_1^* = \frac{a_1}{\tau_o} = \frac{T_{ст}}{\tau_o}, \quad a_2^* = \frac{a_2}{\tau_o^2} = \frac{T_{ст}^2}{\tau_o^2}. \quad (6.220)$$

С учетом преобразования подобия (6.219) уравнения (6.215)–(6.218) запишутся через обобщенные параметры в виде обобщенной системы самонаведения:

$$\frac{dn^*}{dt^*} = \frac{n^*}{\tau^*} + W_ц^* - W_р^*,$$

$$\frac{d\varphi^*}{dt^*} = \frac{n^*}{\tau^*} - \omega_а^*. \quad (6.221)$$

$$\frac{dW_ц^*}{dt^*} = \zeta_ц^*. \quad (6.222)$$

$$W_р^* = Y_{ст}(s)\, W_п^*. \quad (6.223)$$

$$z^* = \varphi^* + V\xi, \quad \omega_а^* = z^* d^*, \quad W_п^* = m\hat{\omega}^*, \quad \hat{\omega}^* = \frac{\hat{n}^*}{\tau^*}. \quad (6.224)$$

Осуществив аналогичный переход к обобщенным параметрам в уравнениях (6.210)–(6.214), можно получить уравнения дискретного фильтра Калмана в обобщенных параметрах, зависящего от обобщенного интервала дискретности T^*:

$$T^* = \frac{T}{\tau_o}. \quad (6.225)$$

Уравнения кинематики самонаведения (6.221), динамики ракеты с системой стабилизации (6.222), закона управления (6.224), а также уравнения оценок фильтра Калмана, записанные в обобщенных параметрах в соответствии с преобразованием подобия (6.219), (6.220), (6.225) не зависят от конкретных условий перехвата: времени самонаведения, скорости сближения, маневренности ракеты.

Анализ преобразований подобия (6.219), (6.220), (6.225) позволяет сформулировать закон подобия в виде условий (правил) подобия, при выполнении которых сохраняется величина относительного промаха h^* при изменении условий перехвата. На этапе выбора облика самонаводящейся ракеты особенно важным является следование трем условиям подобия.

1. Подобие по маневренности ракеты:

$$a_1^* = \frac{a_1}{\tau_o} = \text{const}, \quad a_2^* = \frac{a_2}{\tau_o^2} = \text{const}. \quad (6.226)$$

2. Подобие по дискретности измерений и вычислений:

$$T^* = \frac{T}{\tau_o} = \text{const}. \quad (6.227)$$

3. Подобие по шумам измерений:

$$\sigma_\xi^* = V\sigma_\xi = \text{const}. \quad (6.228)$$

Первое условие подобия (6.226) определяет требование к маневренности ракеты: быстродействию ракеты с системой стабилизации, т.е., по существу, к выбору способа создания управляющих сил и моментов, а следовательно, к облику ракеты в целом.

Второе условие подобия (6.227) определяет требование к частоте измерений ГСН и вычислений в бортовой системе управления, т.е., по существу, определяет общие принципы построения головки самонаведения и быстродействие бортового компьютера.

Третье условие подобия (6.228) определяет требование к точности угловых измерений ГСН, т.е., по существу, длину волны и диаметр антенны ГСН, мощность ее радиопередатчика.

Рассмотрим применение законов подобия на примере выбора облика ЗУР нового поколения. Примем, что основой для сравнения является традиционная ЗУР 60–80-х гг., облик которой определен:

– традиционным аэродинамическим способом создания управляющих сил и моментов (аэродинамическое управление), определяющим время переходного процесса $\tau_{п.п} = 0{,}4$ с на высоте 10–15 км (постоянная времени ракеты с системой стабилизации $T_{ст} = 0{,}2$ с);

– радиолокационной ГСН с длиной волны 2–3 см (с потенциальной точностью угловых измерений, характеризующейся среднеквадратической ошибкой угловых замеров 6 угл.мин);

– относительно невысокой частотой измерений ГСН и вычислений в бортовом компьютере 50 Гц;

– типовой целью, которой является самолет-истребитель (время самонаведения составляло $\tau_o = 20$ с, скорость сближения $V = 1500$ м/с);

– среднеквадратической ошибкой наведения $\sigma_h = 2$ м (СКО относительного промаха $\sigma_h^* = \sigma_h / \tau_o = 0,1$), что позволяло при типовых габаритах и массе боевой части успешно поражать цель.

Для ЗУР нового поколения примем типовую цель в виде оперативно-тактической баллистической ракеты (ОТБР), а задачей перехвата определим уничтожение боевой нагрузки ОТБР, что реализуется при прямом попадании (кинетическое поражение цели) или при очень малом промахе. Условие прямого попадания в боевой отсек ОТБР диктует требование к точности самонаведения в виде величины СКО $\sigma_h = 0,2$ м. Примем, что полное время самонаведения ЗУР на подобную ОТБР составляет $\tau_o = 2$ с, отсюда требуемая величина относительного промаха $\sigma_h^* = 0,1$. Таким образом, для выполнения задачи поражения ОТБР ЗУР нового поколения в изменившихся условиях перехвата должна обеспечить ту же величину относительного промаха, что и традиционная ЗУР в условиях перехвата самолета-истребителя. Условия перехвата и требования к новой ЗУР, полученные по правилам подобия приведены в таблице 6.5.

Таблица 6.5

Условия перехвата	ЗУР 60–80-х гг.	ЗУР нового поколения
Тип цели	Истребитель	ОТБР
Время самонаведения τ_o, с	20	2
Скорость сближения V, м/с	1500	3000
СКО промаха σ_h, м	2	0,2
СКО относительного промаха σ_h^*, м/с	0,1	0,1
Подобие по маневренности (6.226)	$a^* = 0,01$, $T_{ст} = 0,2$ с, $\tau_{п.п} = 0,4$ с	$a^* = 0,01$, $T_{ст} = 0,02$ с $\tau_{п.п} = 0,04$ с
Подобие по дискретности измерений и вычислений (6.227)	$T^* = 0,001$, $T = 0,02$ с	$T^* = 0,001$, $T = 0,002$ с
Подобие по шумам (6.228)	$V = 1500$ м/с $V\sigma(\tau = 0) = 2,6$ м·рад/с $\sigma(\tau = 0) = 6$ угл.мин	$V = 3000$ м/с $V\sigma(\tau = 0) = 2,6$ м·рад/с $\sigma(\tau = 0) = 3$ угл.мин

Из табл. 6.5 следует, что условия подобия диктуют следующие основные требования к ЗУР нового поколения:

– ракета должна реализовать режим сверхманевренности: время переходного процесса на участке самонаведения должно быть $\tau_{п.п} = 0,04$ с (высота перехвата 15 км), что на порядок меньше времени реакции ЗУР 60–80-х гг.;

– дискретность измерений и вычислений должна составлять 0,002 с (вместо обычных 0,02 с);

– потенциальная точность угловых измерений ГСН должна быть в два раза выше (3 угл.мин вместо 6 угл.мин).

Выполнение этих требований диктует облик ЗУР нового поколения на основе трех ключевых технологий:

– применение новых газодинамических способов управления ракетой вместо традиционного аэродинамического для реализации режима сверхманевренности;

– применение бортовых компьютеров с частотой вычислений 500 Гц (вместо 50 Гц);

– переход в более короткий диапазон волн ГСН (0,8 см вместо 2 см) для реализации в два раза более высокой точности измерений вблизи цели.

Применим закон подобия к результатам статистического моделирования для определения универсальной зависимости точности самонаведения. Для приведения результатов моделирования, полученных в различных условиях перехвата и для различных ЗУР, к единой универсальной зависимости используем формулу пересчета, полученную из условий подобия.

Первое условие подобия (подобие по маневренности) определило представление универсальной зависимости точности самонаведения в виде функции от обобщенных коэффициентов a_1^*, a_2^*.

Второе условие подобия (подобие по дискретности T^*) определило связь между СКО промаха и СКО измерений (шума), исходя из известного соотношения для динамической системы:

$$\sigma_{вых}^2 = \frac{1}{2\pi} \int_{-\frac{\pi}{T}}^{+\frac{\pi}{T}} \sigma^2 \cdot T \left| Y(i\omega) \right|^2 d\omega\,, \qquad (6.229)$$

где $\sigma_{вых}$ – СКО промаха (выходной величины); T – интервал дискретности измерений; $Y(i\omega)$ – частотная характеристика динамической системы. Полагая, что полоса пропускания фильтра Калмана обратно пропорциональна дискретности вычислений, т.е.

$$\int_{-\frac{\pi}{T}}^{+\frac{\pi}{T}} \left| Y(i\omega) \right|^2 d\omega \doteqdot \frac{1}{T}$$ (здесь $\doteqdot$ знак пропорциональности),

получаем, что при использовании в системе управления фильтра Калмана СКО промаха не зависит от дискретности вычислений, т.е.

$$\sigma_{\text{вых}} \doteqdot \sigma . \tag{6.230}$$

Если в системе управления фильтрация осуществляется обычными стационарными фильтрами, полоса пропускания которых автоматически не перестраивается при изменении дискретности измерений (как в случае фильтра Калмана), из (6.229) следует другое соотношение:

$$\sigma_{\text{вых}} \doteqdot \sigma \cdot \sqrt{T} . \tag{6.231}$$

Третье условие подобия $\sigma^* = V\sigma$ совместно с преобразованием подобия для относительного промаха $n^* = Vn$ определило пропорциональность промаха скорости сближения V.

Основываясь на сформулированных соотношениях, для пересчета результатов моделирования (отмеченных буквой «м») к иным условиям перехвата (характеризующимся параметрами без буквы «м») приняты и представлены ниже в виде универсальных зависимостей точности самонаведения (математического ожидания и среднеквадратической величины модуля промаха) следующие формулы:

– для случая, когда в системе управления используется фильтр Калмана:

$$\sigma_h (M_h) = \sigma_{h\,\text{м}} (M_{h\,\text{м}}) \frac{V}{V_{\text{м}}} \cdot \frac{\sigma}{\sigma_{\text{м}}} \cdot \frac{\tau_{\text{о}}}{\tau_{\text{ом}}} . \tag{6.232}$$

– для случая, когда в системе управления используются стационарные фильтры:

$$\sigma_h (M_h) = \sigma_{h\,\text{м}} (M_{h\,\text{м}}) \frac{\dot{V}}{V_{\text{м}}} \cdot \frac{\sigma}{\sigma_{\text{м}}} \cdot \frac{\tau_{\text{о}}}{\tau_{\text{ом}}} \cdot \sqrt{\frac{T}{T_{\text{м}}}} \cdot \sqrt{\frac{\tau_{\text{о}}}{\tau_{\text{ом}}}} . \tag{6.233}$$

Использование в формулах (6.232), (6.233) обозначения $\sigma_h (M_h)$ указывает на то, что они имеют одинаковый вид как для СКО промаха, так и для его математического ожидания (динамической ошибки).

Для определения универсальной зависимости точности самонаведения использованы результаты статистического моделирования самонаведения на маневрирующую цель в широком диапазоне условий перехвата (времени самонаведения, скорости сближения), характеристик цели (баллистическая ракета, аэродинамическая цель) и ракеты-перехватчика (маневренность, совершенство бортовой аппаратуры).

Общим для всех условий являлся вид маневра цели «правильная бочка» (см. раздел 6.3.2) с перегрузкой $n_{\text{ц}} = 5$ и круговой частотой $\omega_{\text{ц}} = 2$ рад/с. Такой вид маневра выбран исходя из того, что в силу своей нестационарности создает большие трудности для перехвата. Максимальный угол атаки ЗУР ограничивался величиной 25°. Встреча с целью происходила на высоте 15 км при скорости ЗУР в районе встречи около 1100 м/с.

Основная причина, вызывающая промах ракеты в принятой постановке задачи самонаведения, заключается в запаздывании ракеты при создании бокового ускорения в ответ на меняющуюся команду, реагирующую на маневр цели. При ограниченном времени самонаведения этот фактор в сочетании с действующим шумом определяет величину промаха тем большую, чем больше время реакции ракеты по отношению к времени самонаведения $\tau_{\text{о}}$. В том случае, если на начальной фазе самонаведения отработка начального промаха, накопившегося за счет неточности информации на предшествующей фазе полета, происходит с предельными перегрузками, то под $\tau_{\text{о}}$ следует понимать не полное время самонаведения с момента захвата цели ГСН, а конечную фазу самонаведения (за вычетом начального участка самонаведения с предельной перегрузкой).

Результаты статистического моделирования для различных условий самонаведения на маневрирующие цели пересчитаны по соотношению (6.232) к следующим единым условиям (отмеченным буквой «м»):

$$V_{\text{м}} = 3400 \text{ м/с}, \quad \tau_{\text{ом}} = 1{,}6 \text{ с}, \quad T_{\text{м}} = 0{,}002 \text{ с},$$
$$\sigma_{\text{м}} \ \text{угл.мин} = \begin{cases} 3 & \text{при } \tau^* \le 0{,}25 ; \\ 3 + 27\, \dfrac{\tau^* - 0{,}25}{0{,}75} & \text{при } 0{,}25 < \tau^* \le 1 . \end{cases} \tag{6.234}$$

На рис. 6.51 приведен диапазон реализовавшихся среднеквадратических значений $\sigma_{h\,\text{м}}$ в функции от обобщенного параметра самонаведения ν, где ν зависит от отношения обобщенных коэффициентов оператора системы стабилизации a_1^*, a_2^*:

$$\nu = \frac{a_1^*}{a_2^*} e^{-125\,T} = \frac{\tau_{\text{о}}}{T_{\text{ст}}} e^{-125\,T} . \tag{6.235}$$

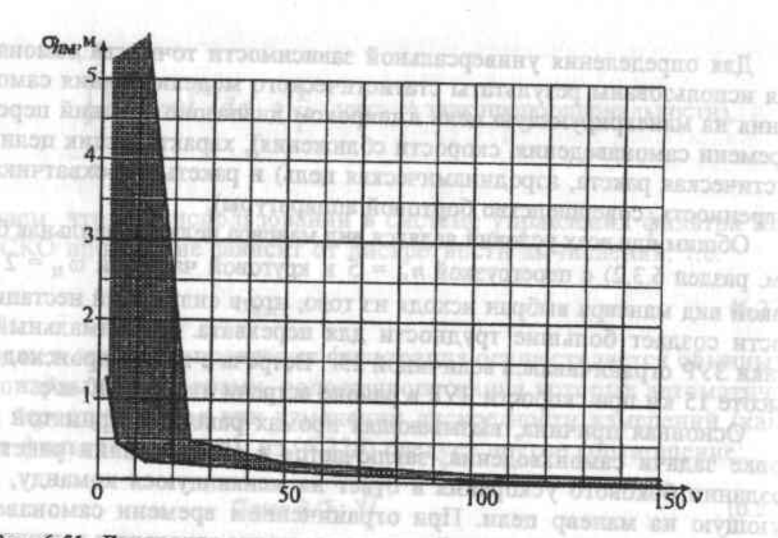


Рис. 6.51. Диапазон реализовавшихся среднеквадратических значений $\sigma_{h м}$ в функции от обобщенного параметра самонаведения ν

Диапазон реализовавшихся значений математического ожидания $M_{h м}$ суммарного промаха (модуля промаха) имеет аналогичный вид.

Если в контуре управления используется вместо фильтра Калмана стационарный фильтр, то обобщенный параметр самонведения представляет собой отношение первых двух обобщенных коэффициентов оператора управления:

$$\nu = \frac{a_1^*}{a_2^*}. \qquad (6.236)$$

Под оператором управления в этом случае понимается оператор, связывающий боковое ускорение ракеты с угловой скоростью линии визирования.

Показатели точности самонаведения ракеты на маневрирующую цель могут быть представлены в виде следующих зависимостей, аппроксимирующих полученные при моделировании результаты: среднеквадратическую ошибку $\sigma_{h м}$ и математическое ожидание (динамическую ошибку) суммарного промаха $M_{h м}$:

$$\sigma_{h м} = 6{,}6\, F\left(a_1^*, \nu\right),$$
$$M_{h м} = 15\, F\left(a_1^*, \nu\right),$$
$$F\left(a_1^*, \nu\right) = \begin{cases} \dfrac{1}{\nu^{1,5}} + \dfrac{\left|a_1^* - 0{,}1\right|}{\nu^{0,5}} + 0{,}015 & \text{при } \nu < 50, \\ \dfrac{1}{\nu^{1,5}} + \dfrac{\left|a_1^* - 0{,}1\right|}{\nu^{0,5}} & \text{при } \nu \geq 50. \end{cases} \qquad (6.237)$$

В случае самонаведения на неманеврирующую цель динамическая ошибка $M_{h м} = 0$.

Переход от значений (6.237), полученных в указанных выше условиях моделирования (6.234), к конкретным условиям проектной задачи самонаведения осуществляется по соотношениям (6.232) или (6.233). При этом пересчет в область значений $\tau_о$, меньших $\tau_{ом}$, следует ограничить величиной

$$\tau_о \geq 1 \text{ с}, \qquad (6.238)$$

чтобы решение при $\tau \leq \tau_о$ находилось в линейной области (что следует из общей постановки задачи).

Соотношения (6.237) являются фундаментальным результатом, используемым при проектировании управления самонаводящейся ракеты. Главный вывод заключается в том, что при ограниченном времени самонаведения промах в решающей степени определяется отношением ν обобщенных коэффициентов a_1^*, a_2^* оператора управления (что справедливо и для общего случая, когда знаменатель оператора управления является полиномом выше второй степени). Пространство параметров управления четко разделяется на две области:

– область высокой точности самонаведения, где промах слабо зависит от изменения параметров управления, характеризующуюся значением обобщенного параметра самонаведения $\nu \geq 50$;

– область низкой точности самонаведения (к тому же сильно зависящей от изменения параметров управления), характеризующуюся значением обобщенного параметра самонаведения $\nu < 50$.

Исходя из полученных результатов, можно сформулировать *«золотое правило самонаведения»:*

Для обеспечения высокой точности самонаведения обобщенный параметр ν (отношение первых двух обобщенных коэффициентов оператора стабилизации) должен быть больше 50: $\nu \geq 50$.

Из «золотого правила самонаведения» и из определения обобщенного параметра ν (6.235) следует важный вывод, что точность самонаведения определяется отношением полного времени самонаведения $\tau_о$ к постоянной времени контура стабилизации $T_{ст}$ (пропорциональной времени переходного процесса стабилизированной ракеты) и дискретностью измерений РГСН и вычислений T.

Пример 1. Пусть оператор управления ЗУР, связывающий боковое ускорение ракеты с угловой скоростью линии визирования, имеет распространенный вид:

$$Y(p)=\frac{1}{\left(1+T_{ф}\,p\right)\left(1+T_{ст}\,p+T_{ст}^2\,p^2\right)}.$$

В его состав входит фильтр первого порядка с постоянной времени $T_ф$ и оператор второго порядка, аппроксимирующий замкнутую систему стабилизации ЗУР, с постоянной времени $T_{ст}$ и коэффициентом демпфирования 0,5.

Первые два обобщенных коэффициента оператора управления получим, действуя в соответствии с (6.220):

$$a_1^*=\frac{T_{ст}+T_ф}{\tau_о};\qquad a_2^*=\frac{T_{ст}(T_{ст}+T_ф)}{\tau_о^2}.$$

Важно, что в рассматриваемом часто встречающемся случае параметр ν, определяющий согласно «золотому правилу» точность самонаведения, выражается так же, как и в случае использования фильтра Калмана, через отношение времени самонаведения $\tau_о$ к постоянной времени замкнутого контура стабилизации $T_{ст}$ (пропорциональной времени реакции стабилизированной ракеты):

$$\nu=\frac{\tau_о}{T_{ст}}. \qquad (6.239)$$

Отсюда следует, что для обеспечения высокой точности самонаведения необходимо прежде всего увеличивать быстродействие ракеты.

Пример 2. Пусть на этапе выбора облика ЗУР требуется определить облик ее управления, т.е. выработать требования к маневренности и выбрать способ создания сил и моментов: аэродинамический или газодинамический, а также сформулировать основные технические требования к бортовой аппаратуре, увязав их с точностью радиолокатора ЗРК.

Определяющим требованием, имеющим высший иерархический уровень значимости, является требование кинетического поражения тактической баллистической ракеты (ТБР), т.е. поражение методом прямого соударения с отсеком боевой части диаметром 0,76 м. При близких к встречному курсу условиях встречи ЗУР и ТБР указанное требование трансформируется в попадание ЗУР в

круг радиуса $R=0{,}38$ м с заданной вероятностью. Пусть задана вероятность прямого попадания ЗУР в отсек боевой части ТБР $P_{п.п}=0{,}9$.

Исходные данные для расчета.

Пусть на конечном участке самонаведения реализуются следующие значения: высота перехвата 15 км; дальность перехвата 20 км; скорость ЗУР 1000 м/с; скорость ТБР 2400 м/с; относительная скорость сближения 3400 м/с. ТБР на участке перехвата совершает геликоидальный маневр с перегрузкой $n_ц=5$ и круговой частотой $\omega_ц=2$ 1/с. Максимальная ошибка измерения координат цели РЛС 80 м, максимальная ошибка измерения координат ЗУР инерциальной системой управления 80 м, отсюда максимальный промах к моменту начала самонаведения (начальный промах) $h_о=112$ м.

Задача решается в такой последовательности:

1. Определяется требуемое максимальное ускорение ракеты по соотношению для потребного ускорения при самонаведении (разд. 6.4.3). Для этого, полагая в уравнении (6.87) $m=4$ и учитывая рекомендацию в разделе 6.4.3 относительно потребного ускорения при маневре цели, получаем (пренебрегая малым торможением цели $\dot V_ц$): $W_п(\Delta r=0)=4\,W_ц\,n=4\cdot 5\,g=200$ м/с^2.

2. Определяется ускорение $W_{р\,h}$, требуемое для отработки начального промаха, по соотношению, следующему из диаграммы отработки начального промаха (рис. 6.52).

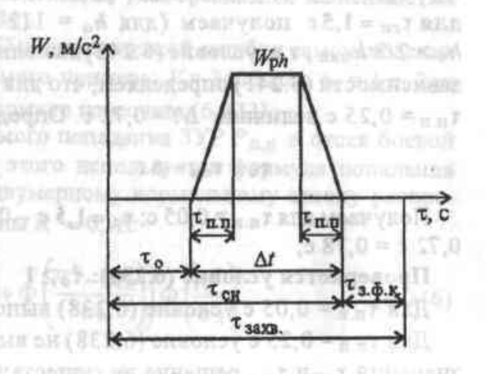


Рис. 6.52. Диаграмма отработки начального промаха при самонаведении

На рис. 6.52 введены обозначения: τ – оставшееся время полета до точки встречи, $\tau_{захв}$ – время от начала захвата цели АРГСН до точки встречи, $\tau_{з.ф.к}$ – время зарядки фильтра Калмана (или время захвата цели АРГСН), $\tau_{сн}$ – время самонаведения, $\tau_{п.п}$ – время переходного процесса ЗУР, Δt – длительность отработки начального промаха, $\tau_о$ – оставшееся время самонаведения после отработки начального промаха с предельной перегрузкой (конечная фаза самонаведения), $W_{р\,h}$ – ускорение ракеты для отработки начального промаха h. Из рис. 6.52 следуют соотношения, связывающие величину отрабатываемого ракетой начального промаха h с ускорением $W_{р\,h}$:

$$h=\frac{W_{р\,h}\cdot\tau_{сн}^2}{2}\left(2\frac{\Delta t}{\tau_{сн}}-\left(\frac{\Delta t}{\tau_{сн}}\right)^2\right)\cdot\left(1-\frac{\tau_{п.п}}{\Delta t}\right). \qquad (6.240)$$

2.1. По соотношению (6.240) рассчитываются и строятся зависимости отрабатываемого промаха

$$h = f\left(W_{ph}, \Delta t, \tau_{п.п}, \tau_{сн}\right) \qquad (6.241)$$

В условиях рассматриваемого примера рассчитываются зависимости отрабатываемого промаха h как функции переменной Δt, изменяющейся в пределах от 0 до 1 с, для значений $\tau_{п.п}$ = 0,025 с; 0,03 с; 0,05 с, $W_{ph} = W_{п}$ = 200 м/с^2 для $\tau_{сн}$ = 1,5 с ($\tau_{захв}$ = 2 с, $\tau_{з.ф.к}$ = 0,5 с) и $\tau_{сн}$ = 2 с ($\tau_{захв}$ = 2,5 с, $\tau_{з.ф.к}$ = 0,5 с).

2.2. Определяется зона линейности для контура самонаведения

$h_{лин} = \frac{W_{ph} \cdot \tau_{сн}^2}{4}$: $h_{лин}$ = 112 м (при $\tau_{сн}$ = 1,5 с), $h_{лин}$ = 200 м (при $\tau_{сн}$ = 2 с).

2.3. Проверяется выполнение условия реализации максимальной перегрузки для отработки начального промаха при наличии флюктуационных возмущений по соотношению начального промаха h_o и зоны линейности $h_{лин}$.

а) если $h_o \geq \frac{2}{3} h_{лин}$, (6.242)

то из условия $h_o = h$ по построенным выше зависимостям определяется Δt при фиксированных $\tau_{сн}, W_{ph}, \Delta t, \tau_{п.п}$. В рассматриваемом примере для $\tau_{сн}$ = 1,5 с получаем (для h_o = 112 м, 2/3 $h_{лин}$ = 2/3·112 = 75 м), что h_o > 2/3 $h_{лин}$, т.е. условие (6.242) выполняется. В этом случае по построенной зависимости (6.241) определяем, что для $\tau_{п.п}$ = 0,05 с величина Δt = 0,5 с; для $\tau_{п.п}$ = 0,25 с величина Δt = 0,72 с. Определяем

$$\tau_o = \tau_{сн} - \Delta t. \qquad (6.243)$$

Получаем для $\tau_{п.п}$ = 0,05 с: τ_o = 1,5 с – 0,5 с = 1 с: для $\tau_{п.п}$ = 0,25 с: τ_o = 1,5 с – 0,72 с = 0,78 с;

Проверяется условие (6.238): $\tau_o \geq 1$

Для $\tau_{п.п}$ = 0,05 с условие (6.238) выполняется и решение существует.

Для $\tau_{п.п}$ = 0,25 с условие (6.238) не выполняется, следовательно, для этих значений $\tau_{сн}$ и $\tau_{п.п}$ решение не существует. Если решение не существует, то следует или отказаться от вариантов с нереализуемыми значениями $\tau_{сн}$ и $\tau_{п.п}$, или увеличить ускорение ракеты W_{ph}, или рассмотреть возможность увеличения точности РЛС и ИСУ (уменьшить величину начального промаха h_o), или рассмотреть возможность увеличения дальности захвата цели АРГСН (увеличение $\tau_{захв}$).

б) если $h_o < \frac{2}{3} h_{лин}$, (6.244)

то решение существует и

$$\tau_o = \tau_{сн}. \qquad (6.245)$$

В рассматриваемом примере для $\tau_{сн}$ = 2 с для всех рассматриваемых значений $\tau_{п.п}$ = 0,025 с, $\tau_{п.п}$ = 0,03 с, $\tau_{п.п}$ = 0,05 с имеем h_o = 112 м, $h_{лин}$ = 200 м, следовательно, условие (6.244) выполняется, решение существует и согласно (6.245) $\tau_o = \tau_{сн}$ = 2 с.

3. Определяется максимальное ускорение ракеты как наибольшее из $W_{п}$ (п. 1) и W_{ph} (п. 2). В рассматриваемом случае $W_{п} = W_{ph}$ = 200 м/с^2, отсюда W_{max} = 200 м/с^2.

4. Определяется точность наведения ЗУР на ТБР.

4.1. Определяется $T_{ст}$ по значению $\tau_{п.п}$ по зависимости на рис. 6.15 (полагая для условий рассматриваемого примера $\tau_{п.п} = \tau_{\bar{x}} = \tau_{0,85}$, что соответствует принятой диаграмме отработки начального промаха, рис. 6.52, $T_р = T_{ст}$, $\xi_р = \xi_{ст}$ = 0,5), отсюда $\tau_{п.п} / T_{ст}$ = 2.

4.2. По (6.220), (6.235) определяются обобщенный коэффициент $a_1^* = \frac{T_{ст}}{\tau_o}$ и обобщенный параметр самонаведения $\nu = \frac{\tau_o}{T_{ст}} e^{-125T}$, где T (дискретность измерений АРГСН и вычислений ИСУ) варьируется : 0,002, 0,02.

4.3. Определяется точность самонаведения по универсальным зависимостям (6.237) для обобщенных условий (6.234).

4.4. Производится определение СКО и динамической ошибки самонаведения в конкретных условиях рассматриваемого примера: V = 3400 м/с; τ_o = 1 с, 2 с; σ = 3÷30 угл.мин, 6÷60 угл.мин, по формуле пересчета (6.232).

4.5. Определяется вероятность прямого попадания ЗУР $P_{п.п}$ в отсек боевой части ТБР радиуса R = 0,38 м. Для этого используется формула попадания точки рассеивания, подчиняющейся двумерному нормальному закону распределения, в квадрат с половиной стороны R^* = 0,9R:

$$P_{п.п} = \frac{1}{2}\left(\Phi\left(\frac{R^* + M_h}{\sigma_h}\right) + \Phi\left(\frac{R^* - M_h}{\sigma_h}\right)\right)\Phi\left(\frac{R^*}{\sigma_h}\right), \qquad (6.246)$$

где $\Phi(x) = \frac{2}{\sqrt{2\pi}} \int_0^x e^{-\frac{t^2}{2}} dt$, $\Phi(-x) = -\Phi(x)$ [1].

В случае нулевой динамической ошибки (M_h = 0) вероятность прямого попадания в отсек радиуса R определяется по формуле

$$P_{п.п} = 1 - e^{-\frac{R^2}{2\sigma_h^2}}. \qquad (6.247)$$

Результаты расчета сведены в табл. 6.6.

1 Таблицы функций Ф(x) см.: Бронштейн И.Н., Семендяев К.А.. Справочник по математике. М.–Л.:ОГИЗ, 1948.

Таблица 6.6

Объект	Параметр	№ варианта						
		1	2	3	4	5	6	7
АРГСН	$\sigma\ (\tau=0)$, угл.мин	3	3	3	3	3	3	6
	$D_{захв}$, м	6800	8500	8500	8500	8500	8500	8500
	T, с	0,002	0,002	0,02	0,002	0,002	0,002	0,002
ИСУ	$h_{ИСУ}$, м	80	80	80	80	80	80	80
РЛС	$h_{РЛС}$, м	80	80	80	80	80	80	80
ЗУР	$h_{о}$, м	112	112	112	112	112	112	112
	W_{max}, м/с^2	200	200	200	200	200	200	200
	$\tau_{п.п}=\tau_{0,85}$	0,05	0,05	0,05	0,5	0,04	0,04	0,04
	$T_{ст}$, с	0,025	0,025	0,025	0,25	0,02	0,02	0,02
	$\tau_{захв}$, с	2	2,5	2,5	2,5	2,5	2,5	2,5
	$\tau_{з.ф.к}$, с	0,5	0,5	0,5	0,5	0,5	0,5	0,5
	$\tau_{сн}$, с	1,5	2	2	2	2	2	2
	$h_{лин}$, м	112	200	200	200	200	200	200
	$h_{о} \le h_{лин}$	Нет	Да	Да	Да	Да	Да	Да
	Δt, с	0,5	–	–	–	–	–	–
	$\tau_{о}$, с	1	2	2	2	2	2	2
	a_1^*	0,025	0,0125	0,0125	0,125	0,01	0,01	0,01
	ν	31,2	62,4	6,6	6,27	78	78	78
	$\sigma_{h м}$	0,225	0,087	0,713	0,59	0,077	0,077	0,077
	$M_{h м}$	0,513	0,197	1,62	1,34	0,175	0	0,175
	σ_{h}, м	0,141	0,109	0,89	0,74	0,096	0,096	0,192
	M_{h}, м	0,32	0,246	2,03	1,68	0,219	0	0,438
	$P_{п.п}$	0,55	0,8	0,015	0,01	0,9	1	0,31

Примечание.

1. В варианте 6 рассмотрена неманеврирующая ТБР.
2. В варианте 4 обеспечивается с вероятностью 0,9 попадание в круг радиуса 3,2 м.

Приведенный пример показывает, как, пользуясь аналитическим методом, на этапе выбора облика ЗУР установить связь между требованием высшего уровня значимости (вероятностью поражения цели) и основными характеристиками,

определяющими облик управления ЗУР: ее маневренностью, способом создания управляющих сил и моментов, составом и основными характеристиками бортовой аппаратуры, увязав их с точностью измерений радиолокатора ЗРК.

Из всех рассмотренных вариантов требованию кинетического поражения маневрирующей ТБР путем прямого попадания в отсек ее боевой части с вероятностью 0,9 удовлетворяет ЗУР в варианте 5 со следующими характеристиками управления:

Требования к маневренности ЗУР: располагаемое ускорение на участке самонаведения на высоте 15 км должно быть не менее 200 м/с^2 при времени переходного процесса $\tau_{п.п}=\tau_{0,85}=0,04$ с. Такое время реакции ЗУР может быть реализовано только при использовании газодинамического управления (см. раздел 6.7.4). Для сравнения, ЗУР с традиционным аэродинамическим управлением при прочих равных условиях (вариант 4) не обладает возможностью кинетического поражения заданной цели. Для такой ЗУР необходимо пересмотреть требование высшего уровня значимости (отказаться от требования кинетического поражения боевой части ТБР) и рассмотреть возможность поражения боевой части ТБР осколочным полем боевой части ЗУР (в варианте 4 обеспечивается с вероятностью 0,9 попадание в круг радиуса 3,2 м).

Требования к ИСУ: точность измерения координат ЗУР на дальности перехвата должна быть не более 80 м (по уровню 3σ), дискретность вычислений 0,002 с. Существенное влияние дискретности вычислений ИСУ и измерений АРГСН иллюстрирует сравнение вариантов 2 и 3.

Точность РЛС: заданная вероятность поражения цели обеспечивается при точности измерения координат цели РЛС на дальности перехвата не более 80 м (по уровню 3σ).

Влияние маневра ТБР видно из сравнения вариантов 5 и 6: при прочих равных условиях вероятность поражения ТБР по заданному критерию обеспечивается на уровне 0,9 для маневрирующей ТБР и на уровне, близком к единице, – для неманеврирующей ТБР.

ГЛАВА 7

ВЫБОР ОБЛИКА И ПАРАМЕТРОВ ЗУР

7.1. ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫЙ ВЫБОР СХЕМЫ И ПАРАМЕТРОВ РАКЕТЫ

7.1.1. Основные стадии эскизного проектирования

В настоящей главе рассматриваются задачи, решаемые на этапе эскизного проектирования ракеты. Укрупненно эти задачи можно разделить на три группы, соответствующие трем последовательно выполняемым стадиям эскизного проектирования.

На первой стадии формируется предварительный облик ракеты, включающий аэродинамическую схему, тип и состав аппаратуры системы управления, тип двигательной установки, способ старта, конструктивно-технологические характеристики. Одновременно оцениваются массовые и геометрические параметры ракеты. При решении всех этих задач широко используется опыт предшествующих разработок, анализ отечественных и зарубежных аналогов, достижения в области радиоэлектроники, приборостроения, энергетики, материаловедения, прогнозы развития производства, оценивается экономическая целесообразность того или иного решения.

Начальный этап разработки проекта, как и вся последующая работа над ним, – это целая серия компромиссов, направленных на сглаживание противоречий, возникающих при схемной и конструкторской проработке ракеты, прочностных расчетах, технологических оценках, а также при разработке агрегатов и бортовой аппаратуры ракеты. Иногда все это требует неординарных решений, предусматривающих определенную долю инженерного риска. В противном случае создание нового невозможно. В результате проведения работ на первой стадии проектирования ракета приобретает некоторые реальные очертания; ее массогабаритные, тактические, технические и эксплуатационные характеристики уточняются на последующих стадиях проектирования.

На второй стадии проводится баллистическое проектирование ракеты, уточняющее ее предварительный облик и параметры. Уточнение достигается за счет количественных оценок, в основе которых математическая модель ракеты. Формирование ММР и ее решение являются главным содержанием этой стадии. С физической стороны ММР отражает энергетику движения ракеты, которая рассматривается как средство, осуществляющее транспортировку полезной нагрузки при заданных граничных условиях полета. При движении любого ЛА энергия расходуется для изменения кинетической и потенциальной энергии, а также для компенсации работы сил аэродинамического сопротивления. Энергия, необходимая для полета, обеспечивается двигателем. Взаимосвязь между характеристиками движения ракеты и расходуемой энергией отражают уравнения движения. Их решение позволяет рассчитать летно-баллистические характеристики ракеты, уточнить ее массобаллистические параметры, проверить достаточность запаса топлива для полета по расчетной траектории и оптимизировать наиболее важные параметры ракеты.

На третьей стадии проводятся проверочные расчеты функциональных возможностей ракеты. Полагая, что основные параметры в целом определены, на этой стадии формируют контур управления полетом, исследуют динамические характеристики ракеты, уточняют аэродинамические характеристики, рассчитывают тепловые нагрузки и т.п. Как итог определяется боевая и экономическая эффективность ракеты. Может оказаться, что с точки зрения боевой и экономической эффективности ранее выбранный облик (схема) ракеты является неприемлемым. В этом случае процесс проектирования повторяется, начиная с первой стадии.

Ниже рассматриваются основные задачи первых двух стадий. Задачи третьей стадии частично изложены в гл. 4, 6, 8. Теоретические основы этих задач являются содержанием специальных курсов – аэродинамика, двигатели ЛА, теплопередача, системы управления и др.

7.1.2. Анализ требований технического задания на разработку ракеты

Создание новой ракеты начинается с формирования технического задания. Эта задача решается заказчиком и проектировщиком совместно. Ее содержание рассмотрено в гл. 3.

В ракетном конструкторском бюро проектирование ведется, как правило, по отработанным тактико-техническим требованиям. Эти требования могут быть очень детализированными (см. гл. 1, п. 1.2), но могут быть и достаточно общими, предоставляющими широкие возможности проектировщикам ракет. В последние годы предпочтение отдается общим требованиям. Техническое задание в этом случае содержит лишь наиболее важные (хотя и объёмные) требования и характеристики, в числе которых:

типы целей, виды их маневра, зона боевого применения ракеты (определяющая минимальную и максимальную дальность и высоты поражения целей), показатели эффективности и стоимости, виды налетов, условия и сроки эксплуатации с показателями надежности, предельные массогабаритные параметры ракеты, виды и дистанции транспортирования и т.д. Такой способ задания технических требований расширяет круг поиска и анализа технических решений и создает предпосылки для более полного исследования и обоснования принятых при разработке проекта решений.

На основании ТЗ из всего многообразия режимов функционирования, определяемых зоной боевого применения ЗУР, необходимо выбрать наиболее трудные – «расчетные» режимы. Причем для каждого параметра ракеты таких расчетных режимов при определенной массе боевого снаряжения может быть несколько. Так, для нахождения потребного запаса топлива это, прежде всего, полет на максимальную дальность и на дальнюю границу зоны поражения на минимальной высоте. Для определения потребной площади несущих поверхностей с учетом необходимых располагаемых перегрузок ракеты расчетными являются полет на дальнюю, а иногда и ближнюю границу зоны поражения на максимальной высоте. Грамотный выбор расчетных режимов позволяет избежать громоздких процедур проектирования ЗУР по всей зоне боевого применения.

Анализируя ТЗ, разработчик проводит предварительные изыскания, целью которых является, с одной стороны, проверка реальности выполнения задания на существующем уровне развития техники и, с другой стороны, определение основных проектных параметров, необходимых для дальнейшей проработки проекта.

Одной из важнейших характеристик ЗУР является ее средняя скорость $V_{ср}$ при полете на максимальную дальность боевого применения. Оценку величины $V_{ср}$ можно произвести исходя из заданного значения максимальной дальности захвата целей наземными радиолокационными средствами и скоростных характеристик целей $V_ц$.

Рис. 7.1. Параметры, определяющие среднюю скорость ЗУР

Перечисленные параметры, определяющие $V_{ср}$, показаны на рис. 7.1, где D_1 – максимальная дальность захвата цели; D_2 – максимальная дальность встречи ракеты с целью; $L=\sqrt{D_2^2+H_{max}^2}$ – наклонная дальность полета ракеты; H_{max} – максимальная высота полета. При известной скорости цели $V_ц$ из анализа приведенной схемы можно определить максимальное

суммарное время t_Σ, отводимое для подготовки ракеты к старту, ее старта и полета до точки встречи

$$t_\Sigma = \frac{D_1 - D_2}{V_ц}. \qquad (7.1)$$

Зная t_Σ, легко оценить среднюю скорость полета ракеты на заданную в ТЗ максимальную дальность:

$$V_{ср} = \frac{\sqrt{D_2^2+H_{max}^2}}{t_\Sigma - t_{подг}}, \qquad (7.2)$$

где $t_{подг}$ – время подготовки ракеты к старту и ее старта. Значение $t_{подг}$ зависит от времени реакции комплекса, совершенства бортовой аппаратуры, типа старта. Ориентировочно $t_{подг}$ = (4÷7) с.

Приведенное приближенное определение $V_{ср}$ ракеты не учитывает факторов, связанных с возможностью повторного обстрела цели, но дает вполне приемлемый результат для первых прикидок. Значения максимальной дальности полета и средней скорости ЗУР позволяют в дальнейшем (еще до баллистического проектирования) определить опорное значение относительного запаса топлива.

7.1.3. Выбор схемы ракеты

При формировании облика ракеты одним из центральных вопросов является выбор ее схемы. ЗУР применяются в достаточно плотных слоях атмосферы, поэтому использование газодинамических схем в чистом виде для них вряд ли целесообразно. Наибольшее распространение нашли аэродинамические (нормальная, «бесхвостка», «утка», схема с поворотными крыльями) и комбинированные схемы.

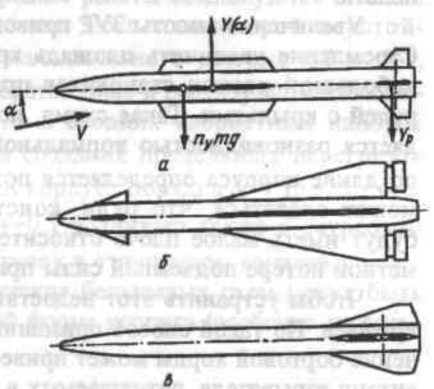


Рис. 7.2. Разновидности номальной аэродинамической схемы ракет:
а – классическая; *б* – «бесхвостка» с дестабилизаторами; *в* – бескрылая

Аэродинамические схемы. В классической *нормальной* (или обычной) схеме (рис. 7.2, *а*) органы управления расположены позади крыльев. Поэтому для создания положительного угла атаки α требуется отклонить рули на отрица-

тельный угол δ. При этом из суммарной аэродинамической подъемной силы (создаваемой крыльями, корпусом и рулями) подъемная сила $Y_р$ вычитается. С одной стороны, это плохо, так как уменьшается располагаемая перегрузка ракеты $n_y = \frac{Y_\Sigma - Y_р}{m g}$. С другой стороны, поскольку суммарный угол атаки на рулях $\alpha_р$ с точностью до скоса потока уменьшается на величину угла атаки ($\alpha_р = \delta - \alpha$), в нормальной схеме руль можно отклонять на большие углы, не опасаясь срывных явлений. Это позволяет к тому же выводить корпус ЗУР на большие углы атаки для реализации максимальных перегрузок на больших высотах.

Практика показала, что нормальная аэродинамическая схема предпочтительна для ракет, рассчитанных на максимальную высоту применения свыше 6–10 км. Для уменьшения потери подъемной силы из-за $Y_р$ увеличивают плечо рулей относительно центра масс, ограничивая при этом степень продольной статистической устойчивости $m_z^{c_y} = \bar{x}_м - \bar{x}_д = -0{,}02 \div -0{,}06$. Малая степень устойчивости позволяет к тому же снизить управляющие моменты, нагрузки на рули и, как следствие, уменьшить массу конструкции рулей и их приводов.

Так как индуктивное сопротивление рулей в нормальной схеме минимально, то при одинаковой с другими схемами маневренности аэродинамическое качество ракет такой схемы максимально. Поэтому преимущества нормальной схемы выражены тем сильнее, чем больше дальность полета.

Увеличение высоты ЗУР приводит к росту потребной площади крыла. Стремление увеличить площадь крыльев и в то же время сохранить их небольшой размах становится причиной конструктивного соединения рулей с крыльями. Такая схема, получившая название *«бесхвостка»*, является разновидностью нормальной схемы. Так как положение крыльев по длине корпуса определяется потребным положением фокуса по α, то может оказаться, что рули, конструктивно соединенные с крыльями, будут иметь малое плечо относительно центра масс. Это приведет к заметной потере подъемной силы при балансировке ракеты.

Чтобы устранить этот недостаток, можно увеличить бортовую хорду крыльев. Но такой способ применим не всегда, так как чрезмерное увеличение бортовой хорды может привести к экранированию боевой части или антенн взрывателя, размещаемых в передней части корпуса.

Второй способ состоит в установке дестабилизаторов в носовой части корпуса (рис. 7.2, *б*). Это позволяет сдвинуть крылья назад при одновременном сохранении требуемого положения фокуса. Применение дестабилизаторов позволяет к тому же обеспечить наиболее удобное положение крыльев для крепления к корпусу, а также компенсировать погрешности

проектирования в определении центровки и координат фокуса при доводке ракеты.

По мере роста скоростей полета потребная площадь крыльев уменьшается, а при достаточно больших значениях скоростного напора она может обратиться в нуль. В этом случае ракета будет иметь *бескрылую схему*, которую также можно считать частным случаем нормальной схемы (рис. 7.2, *в*). Подъемная сила такой ЗУР создается в основном корпусом, вследствие чего иногда применяется термин *схема с несущим корпусом*. Аэродинамические органы управления – рули-элероны – выполняют, правда, еще и роль стабилизирующих поверхностей, обеспечивающих необходимые запасы статической устойчивости. Это несколько увеличивает потребную площадь рулей-элеронов. Но даже утяжеление в связи с этим самих рулей и их приводов окупается теми выгодами, которые дает отказ от крыльев. А выгоды немалые: это упрощение конструкции, повышение технологичности и надежности двигательной установки*, снижение ее массы и массы ракеты в целом, уменьшение поперечных габаритов и, как следствие, возможность увеличения боекомплекта.

Однако подъемная сила, создаваемая цилиндрическим корпусом с носовым оживалом, с увеличением угла атаки возрастает существенно нелинейно. Кроме того, при $\alpha > 10° \div 12°$ за счет более мощных вихрей с корпуса возникают большие моменты крена от «косой обдувки». При отсутствии крыла, сглаживающего эти негативные явления, они преобладают в аэродинамике бескрылых ракет.

Следует отметить также, что бескрылые ракеты компонуются с малой степенью статической устойчивости или даже с некоторой неустойчивостью. В результате на режиме максимального разгона (M = 5÷7, $q = 10^6 \div 2 \cdot 10^6$ Па) ракеты статически неустойчивы в реализуемом диапазоне углов атаки. На средних числах M и средних скоростных напорах (M = 2–3, $q = 2 \cdot 10^5 \div 6 \cdot 10^5$ Па), где для создания предельных перегрузок ракета должна выходить на углы атаки корпуса порядка $\alpha = 15 \div 25°$, статическая неустойчивость $m_z^{c_y} = +0{,}05 \div +0{,}1$ возникает также в «курсовом канале» при реализации ракетой перегрузок в «тангажном канале».

Многие из перечисленных недостатков бескрылых схем могут быть устранены путем перехода к конической форме корпуса (особенно на боль-

* В ракетах нормальной схемы крыло крепится, как правило, к корпусу двигателя, что ухудшает технологичность изготовления последнего, уменьшает его полезный объем за счет поперечных прочностных элементов, необходимых для восприятия нагрузок от крыла, и увеличивает, в результате, массу конструкции двигателя.

ших скоростях при М > 6) с малым (порядка 30′) углом конусности. Конические бескрылые ракеты обладают практически линейными характеристиками продольного аэродинамического момента. Конус обеспечивает более благоприятное изменение статической устойчивости ракеты при возрастании числа М в силу более заднего и стабильного по углу атаки расположения на конусе центра давления. Для таких схем значительно ослаблено взаимное влияние каналов (т.е. изменение продольного момента в канале тангажа при появлении угла атаки в «курсовом» канале), меньше влияние вихрей на моменты крена.

Коническая форма корпуса позволяет также существенно уменьшить площадь аэродинамических рулей-элеронов, так как берет на себя функции стабилизирующих поверхностей. В результате рули-элероны конической ракеты имеют относительную площадь почти вдвое меньшую, чем рули цилиндрической ракеты.

Сравнительный анализ относительной площади рулей ракет с цилиндрической (Р1) и конической (Р2) формами корпуса, имеющих одинаковое целевое назначение, представлен в табл. 7.1.

Таблица 7.1

Параметр	Р1	Р2
Площадь миделя $S_м$, м²	0,208	0,170
Площадь 4 консолей рулей $S_р$, м²	0,803	0,380
$S_р / S_м$	3,86	2,2

Однако у конической формы корпуса наряду с достоинствами есть и недостатки. Коническая ракета при прочих равных условиях имеет увеличенное волновое сопротивление, поэтому эквивалентные летно-баллистические характеристики достигаются увеличением (по сравнению с ракетой цилиндрической формы корпуса) массы.

С точки зрения динамики полета, у конических ракет при больших числах М появляются трудности в создании управляющих сил в произвольном направлении. Это объясняется тем, что на больших углах атаки «верхние рули» (т.е. рули, затененные корпусом) теряют подъемную силу. При углах атаки свыше 15–20° возникают зоны затенения, в пределах которых создание двух независимых управляющих сил в декартовых координатах (декартово управление) крайне затруднительно. Кроме того, даже при частичном затенении «верхних рулей» и дополнительном увеличении подъемной силы из-за поджатия потока на «нижних рулях» при их отклонении попарно для создания требуемой перегрузки возникает момент крена. В свою очередь, при отклонении рулей в разные стороны для создания управляющего момента по крену возникает непредусмотренный момент относительно поперечной оси ракеты. Это явление получило название элеронно-рулевого эффекта.

Элеронно-рулевой эффект должен учитываться при проектировании системы управления, так как он уменьшает запасы устойчивости из-за возникновения перекрестных связей каналов управления и крена, а при неудачном выборе конусности ракеты и формы рулей может привести при больших числах М к потере управляемости на больших углах.

И все же, несмотря на перечисленные недостатки, бескрылая схема с коническим корпусом считается весьма перспективной для создания высокоточных зенитных ракет средней и большой дальности.

В ограниченном диапазоне высот боевого применения, когда верхняя граница зоны поражения не превышает 8–10 км, наиболее предпочтительной становится аэродинамическая схема *«утка»* с аэродинамическими рулями, расположенными перед крылом (рис. 7.3). Такая схема, обладая в заданном диапазоне высот практически равными с нормальной схемой летно-баллистическими и динамическими характеристиками при одинаковых массогабаритных параметрах, имеет целый ряд преимуществ, особенно важных для ракет малой дальности, базирующихся на самоходных боевых машинах, несущих охрану боевых порядков сухопутных войск, на кораблях ВМФ малого водоизмещения. В противоположность нормальной схеме, на схеме «утка» для вывода корпуса ракеты на положительный угол атаки руль необходимо отклонить на положительный угол δ. Вследствие этого потери подъемной силы отсутствуют (однако и выигрыша практически нет, так как вместе с появлением на рулях положительной подъемной силы возникает почти такая же отрицательная сила на крыльях, вызванная скосом потока от рулей). Отсутствие потерь подъемной силы позволяет увеличить степень устойчивости по сравнению с обычной схемой ($m_z^{c_y} = -0,03 \div -0,12$).

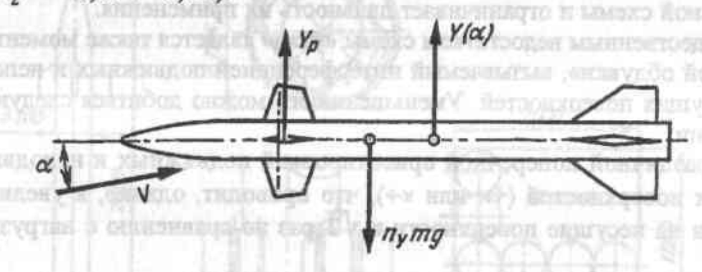


Рис. 7.3. Ракета схемы «утка»

Так как плоскость руля устанавливается к набегающему потоку под суммарным углом, равным α + δ, то понятно, что суммарный угол установки руля не должен превышать критический угол, начиная с которого возникают срывные явления и плоскость руля теряет несущую способность. Этот

угол примерно равен 24°. Из сказанного ясно, что при угле отклонения руля δ, равном 12°, угол атаки α также не должен превышать угол 12°.

Отсюда следует, что ракета, скомпонованная по аэродинамической схеме «утка», принципиально не может работать на больших углах атаки. Такая особенность схемы чрезвычайно важна для низковысотных ракет, применяющихся в плотных слоях атмосферы. Способность схемы реализовать потребные по методу наведения перегрузки на малых углах атаки очень важна для ракет, применяемых в комплексах с командным наведением, где в условиях активных помех используется метод «трехточки», требующий по всей траектории полета достаточно больших перегрузок. Реализация больших перегрузок при малых углах атаки и, следовательно, при малом лобовом сопротивлении (значительно меньшем, чем в этих же условиях у нормальной схемы) позволяет более экономно расходовать энергоресурс и достигнуть требуемых дальностей полета при меньшей массе ракеты.

Следует отметить, что в схеме «утка» также возможно применение дестабилизаторов, размещаемых непосредственно перед рулями. В этом случае рули сохраняют эффективность до больших значений углов α и δ, так как истинный угол атаки на рулях уменьшается благодаря скосу потока за дестабилизаторами:

$$\alpha_{р\ ист} = \alpha - \varepsilon + \delta = \alpha\,(\,1 - \varepsilon^{\alpha}\,) + \delta\,. \qquad (7.3)$$

Однако работа рулей совместно с дестабилизаторами на больших углах атаки ракеты приводит к росту индуктивного сопротивления, что снижает аэродинамическое качество ракет схемы «утка» по сравнению с ракетами нормальной схемы и ограничивает дальность их применения.

Существенным недостатком схемы «утка» является также момент крена от «косой обдувки», вызываемый интерференцией подвижных и неподвижных несущих поверхностей. Уменьшения его можно добиться следующими способами:

1) различной поперечной ориентировкой подвижных и неподвижных несущих поверхностей (+× или ×+), что приводит, однако, к увеличению нагрузки на несущие поверхности в $\sqrt{2}$ раз по сравнению с нагрузкой на корпус;

2) размещением рулей на неподвижных пилонах;

3) конструктивной установкой крыльевого отсека на подшипники, обеспечивающей свободное вращение крыльев относительно корпуса.

Последнее решение наиболее перспективно, так как позволяет реализовать в схеме «утка» дифференциальное управление рулями, т.е. одновременное выполнение ими функций как рулей, так и элеронов. Это

обстоятельство сделало возможным разделение ракеты на две функционально независимые части: аппаратурную – носовую и силовую – кормовую, что позволяет широко специализировать производство и создать предпосылки для дальнейшей модернизации ракеты. К тому же это позволяет отказаться от электрических связей с крыльевым отсеком, сняв электрокоммуникации с двигателя ракеты, и, следовательно, снизить трудоемкость его изготовления.

Применение развязанного по крену крыльевого отсека позволяет более компактно складывать аэродинамические поверхности и уменьшать поперечные габариты ракеты и транспортно-пускового контейнера, благодаря чему можно размещать больший, чем в случае нормальной схемы, боекомплект в ограниченных объемах малоразмерных носителей. Такое уменьшение габаритов достигается простым конструктивным приемом – уменьшением (по сравнению с диаметром корпуса двигателя) диаметра отсека крыльев и использованием схемы складывания консолей крыльев по двум осям. В результате можно отказаться от старта ракеты с помощью катапульты (в случае выбора контейнерного способа хранения и принудительного выброса ракеты) и воспользоваться обтюраторным стартом. При этом роль обтюратора – поршня будет выполнять сам корпус двигателя ракеты, что невозможно для ракет нормальной схемы. Такой конструктивный прием позволяет почти в два раза увеличить боекомплект на единице площади носителя по сравнению с ракетой нормальной схемы. Это положение можно проиллюстрировать примерами, показанными на рис. 7.4, 7.5.

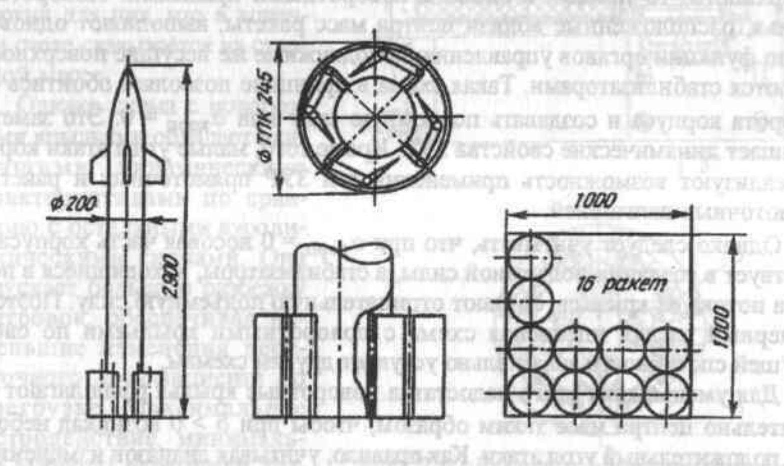


Рис. 7.4. Плотность укладки ракет схемы «утка» на носителе

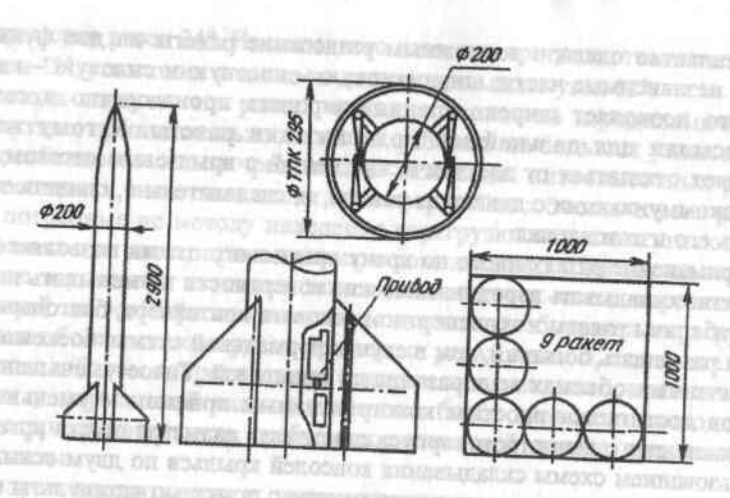


Рис. 7.5. Плотность укладки ракет нормальной схемы на носителе

Анализируя различные варианты аэродинамических схем, нельзя обойти стороной схему с *поворотными крыльями*, несмотря на ограниченные возможности применения ее для ЗУР.

Если в схеме «утка» увеличить площадь рулей и переместить их назад, одновременно уменьшив и сдвинув назад неподвижные несущие поверхности, то придем к схеме с поворотными крыльями. Поворотные крылья, расположенные вблизи центра масс ракеты, выполняют одновременно функции органов управления; неподвижные же несущие поверхности являются стабилизаторами. Такая схема в принципе позволяет обойтись без поворота корпуса и создавать подъемную силу при $\alpha_{\text{корп}} = 0$. Это заметно улучшает динамические свойства ЗУР. Кроме того, малые углы атаки корпуса реализуют возможность применения для ЗУР прямоточных и ракетно-прямоточных двигателей.

Однако следует учитывать, что при $\alpha_{\text{корп}} = 0$ носовая часть корпуса не участвует в создании подъемной силы, а стабилизаторы, находящиеся в поле скоса потока от крыльев, создают отрицательную подъемную силу. Поэтому на первый взгляд идеальная схема с поворотными крыльями по своей несущей способности значительно уступает другим схемам.

Для уменьшения этого недостатка поворотные крылья располагают относительно центра масс таким образом, чтобы при $\delta > 0$ возникал небольшой положительный угол атаки. Как правило, учитывая диапазон изменения в полете центровки и перемещения фокусов по α и δ, добиваются, чтобы балансировочное отношение $(\alpha/\delta)_{\text{бал}}$ находилось в пределах 0–0,5. Увеличение $(\alpha/\delta)_{\text{бал}}$ свыше 0,5 нецелесообразно, так как при этом схема с поворотными крыльями теряет свои преимущества по динамическим свойствам. Для обеспечения малой величины $(\alpha/\delta)_{\text{бал}}$ нужна повышенная степень устойчивости:

$$m_z^{c_y} = -0{,}12 \div -0{,}20, \qquad (7.4)$$

что достигается установкой на кормовой части корпуса больших стабилизаторов (их площадь может даже превышать площадь поворотных крыльев).

Схема с поворотными крыльями обладает наименьшим аэродинамическим качеством, так как из-за низкой несущей способности приходится отклонять поворотные крылья на большие углы для создания требуемой подъемной силы. Это приводит к резкому росту индуктивного сопротивления. Низкое аэродинамическое качество является серьезным недостатком ракет с поворотными крыльями. К тому же наибольшие по сравнению с другими схемами значения шарнирных моментов приводят к росту массы рулевых приводов и источников энергии для них, что в конечном счете сказывается на стартовой массе.

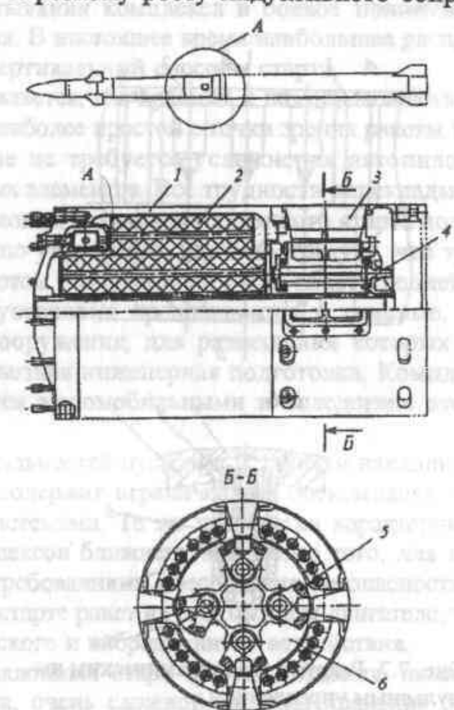


Рис. 7.6. Ракета с аэродинамической (комбинированной) схемой поперечного управления

Однако схема с поворотными крыльями обладает наилучшими динамическими характеристиками по сравнению с остальными аэродинамическими схемами. Она допускает большую разбежку центровок, обеспечивая наименьшие изменения передаточного коэффициента по перегрузке. Максимальное быстродействие, минимальные выбросы перегрузки, быстрота затухания переходных процессов – вот основные

преимущества схемы с поворотными крыльями перед остальными аэродинамическими схемами.

Комбинированные (аэрогазодинамические) схемы. На больших высотах при подходе к цели, когда требуется обеспечить максимальные потребные перегрузки при относительно небольшой плотности окружающей атмосферы, а также максимальное быстродействие отработки управляющих сигналов, аэродинамических способов создания управляющих сил может оказаться недостаточно. В этом случае необходима дополнительная газодинамическая составляющая, создаваемая управляющим двигателем, располагаемым в районе центра масс.

Возможный вариант конструктивного исполнения газодинамического устройства для корректировки траектории в зоне цели показан на рис. 7.6. Устройство представляет собой твердотопливный двигатель *1*. Сопловой блок *3* двигателя имеет четыре сопла, перекрывающиеся клапанами *5*, установленными на осях *4*. Истечение газов из камеры двигателя *6* при горении заряда твердого топлива *2* происходит из одного или двух сопел. Управление клапанами *5* осуществляет бортовая система управления в соответствии с потребным направлением коррекции движения.

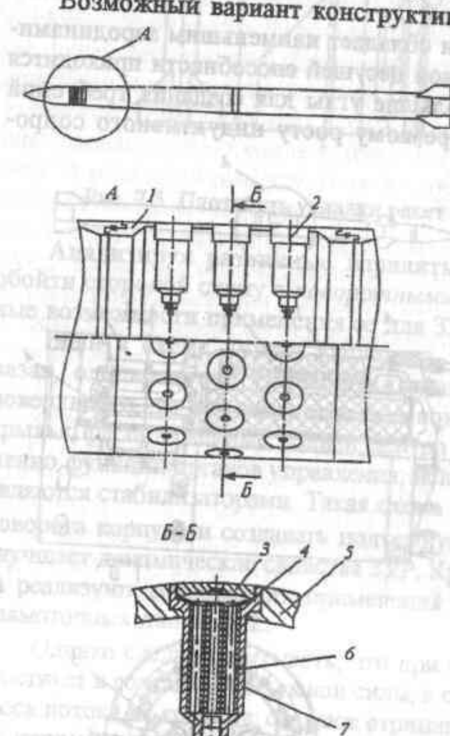


Рис. 7.7. Ракета с газодинамическим импульсным управлением

Газодинамические силы целесообразно использовать не только для создания перегрузок в нужном направлении, но и в качестве органов управления для высокоманевренных ракет. Одна из схем газодинамического импульсного управления показана на рис. 7.7. Достоинством такой схемы является высокое быстродействие при любых скоростях полета, что совершенно необходимо для ракет самообороны.

Управляющее устройство представляет собой отсек *1* корпуса *5* ракеты, в котором радиально расположены несколько малоразмерных твердотопливных двигателей *2*. Каждый двигатель выполнен по классической схеме: имеет индивидуальный корпус *7*, сопловой блок *3*, диафрагму *4*, заряд твердого топлива *6* и пиропатрон *8*. Управляющие моменты создаются при включении одного или нескольких двигателей. Опыт показывает, что 30–50 импульсов обеспечивают потребности склонения ракеты на любой угол после вертикального старта. На других участках полета их число может быть и больше, и меньше, в зависимости от выполняемых задач. Так, на ракете «Эринт-1» (США) на конечном участке полета используются 180 импульсных двигателей. Некоторые другие разновидности газодинамических схем рассмотрены в главе 4.

7.1.4. Выбор типа старта

От выбора типа старта зависит время реакции комплекса, время подготовки к пуску, время развертывания комплекса в боевое положение, ближняя граница зоны поражения. В настоящее время наибольшее распространение нашли наклонный и вертикальный способы старта.

Наклонный старт осуществляется, как правило, с помощью собственного разгонного двигателя. Это наиболее простой с точки зрения ракеты тип старта, поскольку в этом случае не требуется усложнения автопилота, введения в ракету дополнительных элементов. Все трудности перекладываются на наземные средства. Пусковые установки наклонного старта должны обеспечивать наведение как по углу места, так и по азимуту, что требует громоздких приводных систем . В результате для ракет средней и большой дальности пусковые установки превращаются в тяжелые, по большей части стационарные сооружения, для размещения которых на местности требуется подчас серьезная инженерная подготовка. Комплексы с такими ракетами становятся маломобильными и вследствие этого более уязвимыми.

Для ракет средней и малой дальностей пусковые установки наклонного старта подвижные. Однако они содержат ограниченный боекомплект, так как перегружены приводными системами. Те же недостатки характерны и для мобильных войсковых комплексов ближнего боя. Более того, для них положение усугубляется еще и требованиями обеспечения безопасности и работоспособности экипажа при старте ракет на собственном двигателе, т.е. в условиях постоянного акустического и вибрационного воздействия.

Для морских комплексов наклонный старт требует создания, помимо надпалубных пусковых установок, очень сложной системы хранения боекомплекта и линий подачи и заряжания. Как наземные, так и морские комплексы с таким видом старта имеют сектора запрета стрельбы, и потому для обеспечения круговой обороны требуется наращивать количество пусковых

установок. Каждая пусковая установка оснащается в этом случае пусковой балкой, а ракета несет на себе стартовые бугели, которые ухудшают аэродинамику ракеты.

К достоинствам наклонного старта следует отнести простоту удовлетворения требованиям по ближней границе, поскольку ракета стартует непосредственно по направлению на цель. Однако при этом трудно обеспечить выполнение требования по сокращению времени реакции комплекса, так как оно достигается увеличением быстродействия приводных систем пусковых установок, что приводит к их утяжелению. В случае фиксированного угла старта по углу места (например, в ЗРК «Пэтриот») пусковые средства несколько упрощаются, лишаясь угломестных приводов, но это не может привести к их кардинальному упрощению и облегчению.

Вертикальный старт. При разработке и создании ЗРК нового поколения сухопутного и, в особенности, корабельного базирования отмечается тенденция к использованию ракет с вертикальным стартом (см. п. 2.3.4.). Использование вертикального старта обеспечивает получение ряда неоспоримых преимуществ, особенно при отражении массированных воздушных налетов с нескольких направлений. Указанные преимущества включают: существенное сокращение времени реакции комплекса, возможность круговой обороны (в секторе 360°), увеличение боезапаса, понижение его уязвимости и др. Вместе с тем использование вертикального старта обусловливает появление ряда функциональных и конструктивных особенностей, несвойственных ракетам с наклонным способом старта. Одной из этих особенностей является необходимость энергичного разворота (склонения) ракеты после вертикального старта в направлении цели.

Решение этой задачи требует усложнения автопилота и введения в конструкцию ракеты дополнительных газодинамических устройств склонения, помогающих малоэффективным на малых скоростях полета аэродинамическим органам управления.

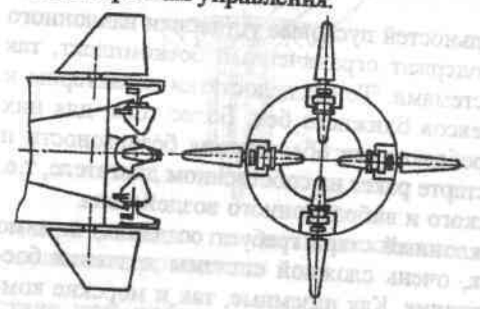


Рис. 7.8. Газовые рули, совмещенные с аэродинамическими

В нормальной аэродинамической схеме наиболее простым способом склонения ракеты является применение газовых рулей. Газовые рули не требуют дополнительных приводов, а используют приводы аэродинамических рулей (рис. 7.8). Возможен также вариант (для малых ракет) с автономными устройствами склонения в виде блока импульсных двигателей или специальной системы газодинамического склонения (см. раздел 4.5.2).

В настоящее время в мировой практике используются два способа вертикального старта ЗУР: на собственном двигателе («горячий» старт); с использованием специальных устройств выброса («холодный» старт).

Причем основным способом вертикального старта зарубежных ЗУР (преимущественно корабельного базирования) является «горячий» старт на собственном двигателе с газоотводом, тогда как отечественные ЗУР используют только «холодный» вертикальный старт с помощью специальных устройств выброса. Использование «холодного» способа старта ЗУР обеспечивает:

– простоту, компактность и надежность стартовых устройств;
– повышение безопасности корабля-носителя благодаря исключению запуска двигателя на его борту;
– минимальную ближнюю границу зоны обороны;
– исключение воздействия струи продуктов сгорания двигателя на элементы комплекса, корабельные надстройки и т.п.

В качестве специальных устройств выброса ракеты из ТПК при «холодном» способе старта применяют катапультирующие устройства, парогазовые или пороховые аккумуляторы давления (ПАД) с обтюрацией зазоров и специальные выталкивающие двигатели (рис. 7.9).

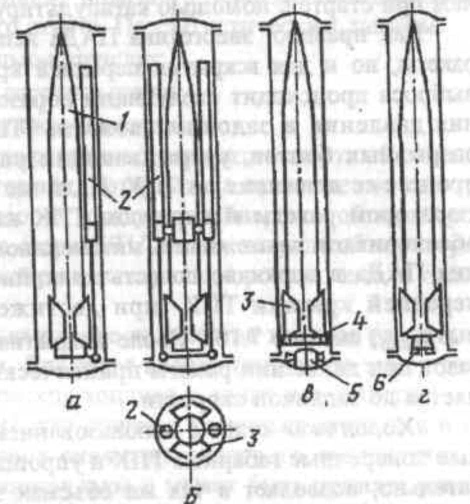


Рис. 7.9. Схемы систем «холодного» вертикального старта ЗУР:

а – катапультирующее устройство с одним цилиндром; *б* – катапультирующее устройство с двумя цилиндрами; *в* – ПАД с обтюратором; *г* – выталкивающий двигатель:

1 – ракета; *2* – силовые цилиндры; *3* – складывающиеся рули; *4* – обтюратор; *5* – ПАД; *6* – выталкивающий двигатель

Выбор способа и устройства выброса ракеты из ТПК зависит от целого ряда факторов, в числе которых эффективный удельный импульс тяги стартовых устройств, потребные скорости и перегрузки ракеты, массовые и габаритные характеристики ракеты и ТПК и др. Основываясь на опыте проектирования и отработки ряда вертикально стартующих ЗУР, приведем некоторые обобщения и рекомендации.

В том случае, когда потребная скорость выхода ракеты из ТПК $V_{вых} \approx 20 \div 25$ м/с и отсутствуют жесткие ограничения на максимальную осевую перегрузку, предпочтение отдается старту с помощью катапультирующих устройств. Этот способ самый выгодный в энергетическом отношении. Однако при этом возникают значительно более высокие по сравнению со стартом на ПАДе значения осевой перегрузки ракеты (и, соответственно, усилий отдачи при старте) вследствие более короткого активного участка разгона ракеты. Кроме того, поперечный габарит ТПК при использовании катапультирующих устройств примерно на 40 % превышает этот показатель для ТПК с устройством выброса ракеты на ПАДе.

В случае, когда потребная скорость выброса ракеты $V_{выб} \geq 40$ м/с и имеются ограничения на максимальную осевую перегрузку ракеты при старте, обычно применяют старт с помощью ПАДа с обтюрацией зазора между стенками ТПК и корпусом ракеты. Максимальная осевая перегрузка и, соответственно, сила отдачи при старте примерно в два раза ниже, чем при старте с помощью катапультирующих устройств.

Как правило, энергетика ПАДа используется не только для выброса ракеты, но и для вскрытия передней крышки ТПК при старте. Процесс выброса происходит следующим образом. После запуска ПАДа и создания давления в задонной полости ТПК, достаточного для разрушения разрывных болтов, удерживающих ракету в контейнере, начинается процесс ее движения по ТПК. Наличие специального зазора между обтюратором ракеты и корпусом ТПК на начальном участке движения обеспечивает возможность интенсивного перетекания продуктов сгорания ПАДа в верхнюю полость контейнера и, как следствие, вскрытие передней крышки ТПК (при достижении в этой полости давления $p \geq p_{вскр}$, см. рис 7.10). После вскрытия крышки зазор для перетекания газов при движении ракеты практически ликвидируется и ракета разгоняется до заданной скорости.

«Холодный» старт с использованием ПАДа обеспечивает минимальные поперечные габариты ТПК и упрощает пусковое устройство, а следовательно, позволяет в тех же объемах значительно увеличить боезапас ракет, что особенно актуально для корабельных комплексов.

Выталкивающий двигатель (см. рис. 7.9, *г*) находит сравнительно ограниченную область применения. Одной из причин такого положения является низкий эффективный импульс ($I_{у\,эф} = 200 \div 240$ с) при старте на реактивной тяге. Этот способ старта используется преимущественно для малогабаритных и переносных ЗУР сверхмалой дальности, так как позволяет ликвидировать отдачу и воздействие продуктов сгорания при старте на оператора, а также маскирует место запуска ракеты.

Для оценки масс топлива, необходимого для выброса ракеты из контейнера со скоростью $V_{ст}$ для различных вариантов вертикального старта (с помощью катапульты, обтюратора и на собственном двигателе), воспользуемся уравнением равенства энергий газовой струи и самой ракеты:

$$m_т(RT)\,\eta = \frac{m V_{ст}^2}{2}, \qquad (7.5)$$

где $m_т$, m – массы топлива и ракеты, кг; RT – удельная работа топлива (пороха), Гр, определяемая газовой постоянной порохового газа R, Дж/(кг·К) и температурой порохового газа T, К; η – коэффициент полезного действия.

Отсюда

$$m_т = \frac{m V_{ст}^2}{2(RT)\,\eta}. \qquad (7.6)$$

В этом выражении коэффициент полезного действия зависит от выбранного варианта вертикального старта. По статистическим данным:

$\eta = 0{,}8$ – для старта с помощью катапульт;

$\eta = 0{,}5$ – для обтюраторного варианта старта;

$\eta = 1$ – для старта на собственном двигателе.

Различные значения КПД для различных вариантов старта объясняются прежде всего тепловыми потерями, потерями на преодоление сил трения, а также протоком газов в зазорах между контейнером и обтюратором.

Для катапультного варианта старта КПД выше, чем для обтюраторного, так как практически отсутствуют потери на проток газов в зазоре между цилиндром и поршнем.

При старте на собственном двигателе количество топлива расчитывается по стандартным методикам. Для этого необходимо знать массу ракеты, тягу двигателя, секундный расход топлива и длину контейнера.

Удельная работа топлива RT для старта с помощью катапульт и обтюратора определяется из условия снижения теплового воздействия на корпус ракеты и конструкцию катапульты и может быть принята равной примерно 780000 Гр. Для старта на собственном двигателе RT соответствует заряду твердого топлива двигателя ракеты.

Приведем оценочные значения потребной массы топлива для различных вариантов старта и типов ЗУР.

1. Старт с помощью катапульты (ЗУР малой дальности):

$m = 170$ кг; $V_{ст} = 23$ м/с; $RT = 780000$ Гр; $\eta = 0{,}8$.

$$m_т = \frac{(23)^2 \cdot 170}{2 \cdot 780000 \cdot 0{,}8} = 0{,}072 \text{ кг.}$$

Действительное значение $m_т$ = 0,07 кг.

2. Старт с помощью системы катапульт (ЗУР большой дальности):

m = 1860 кг; $V_{ст}$ = 25 м/с; RT = 780000 Гр; η = 0,8.

$$m_т = \frac{(25)^2 \cdot 1860}{2 \cdot 780000 \cdot 0{,}8} = 0{,}936 \text{ кг.}$$

Действительное значение $m_т$ = 0,925 кг.

3. Старт с помощью обтюратора:

m = 320 кг; $V_{ст}$ = 45 м/с; RT = 780000 Гр; η = 0,5.

$$m_т = \frac{(45)^2 \cdot 320}{2 \cdot 780000 \cdot 0{,}5} = 0{,}836 \text{ кг.}$$

Действительное значение $m_т$ = 0,881 кг.

4. Старт с помощью собственного двигателя.

В варианте старта на собственном двигателе необходимо прежде всего определить время выброса ракеты из контейнера:

$$t_в = \sqrt{2L_к/\dot{V}}\,, \tag{7.7}$$

где $L_к$ – длина контейнера, м; $\dot{V}$ – продольное ускорение ракеты, м/с². Зная тягу двигателя P и массу ракеты m, нетрудно определить величину $\dot{V} \approx P/m$, а затем время выброса $t_в$ и по известному расходу топлива $\dot{m}_т$ – массу топлива, затрачиваемого на выброс из контейнера $\Delta m_т = \dot{m}_т\, t_в$.

Для рассмотренного в примере 2 варианта ЗУР:

m = 1860 кг; $L_к$ = 8 м; $\dot{V}$ = 100 м/с²; $\dot{m}_т$ = 77,5 кг/с; $V_{ст} \approx$ 40 м/с.

$$t_в = \sqrt{\frac{2 \cdot 8}{100}} = 0{,}4 \text{ с}; \quad \Delta m_т = 77{,}5 \cdot 0{,}4 = 31 \text{ кг.}$$

Из рассмотренных примеров следует, что, за исключением старта на собственном двигателе, потребный запас топлива на выброс ракеты из контейнера невелик и, следовательно, несущественно влияет на габариты ТПК.

Одним из важных вопросов является выбор скорости выброса ракеты из ТПК и высоты запуска двигателя. В основном эти параметры определяются требованиями носителя и условиями старта. Для кораблей ВМФ скорость выброса ракеты задается в диапазоне 40–50 м/с, с тем чтобы обеспечить запуск двигателя через одну секунду после старта на безопасной высоте порядка 40 м. В этом случае дальнейший полет ракеты происходит на высоте, превышающей высоту надстроек современных кораблей. При этом обеспечивается темп стрельбы около одного выстрела в секунду практически без воздействия струи двигателя на последующую стартующую ракету.

Для ПВО и сухопутных войск рассматриваемые параметры определяются возможностью стрельбы из специальных заглубленных позиций, лесных массивов, а также из балок, лощин, оврагов и других возможных укрытий. Для современных ЗРК вертикальный старт ракет благодаря своим преимуществам перед наклонным является наиболее перспективным.

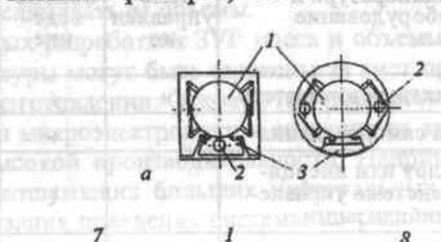
7.1.5. Учет вопросов хранения и эксплуатации ракеты

С выбором типа старта тесно связаны вопросы хранения и эксплуатации ракеты.

Заданные в технических требованиях продолжительность эксплуатации и уровни надежности определяют тип хранения. В последнее время отдается все большее предпочтение *контейнерному* способу хранения, который позволяет удовлетворить требованиям длительной эксплуатации при сохранении высокого уровня надежности. Контейнерный тип хранения позволяет ликвидировать индивидуальные, под каждую ракету, стартовые балки, создает предпосылки для применения (особенно на кораблях ВМФ) простых по конструкции, легких, с хорошим использованием площадей модульных пусковых средств, обеспечивает защиту планера ракеты от воздействия внешних факторов, что особенно важно для ракет с керамическими носовыми обтекателями и с корпусами, на которые нанесено теплозащитное покрытие.

Как правило, контейнеры, в которых хранится ракета, используют еще для транспортировки и пуска ракеты. Причем транспортно-пусковой контейнер (ТПК) позволяет производить как горячий, так и холодный (без запуска разгонного двигателя) старт.

В случае катапультного старта ТПК представляет собой достаточ-



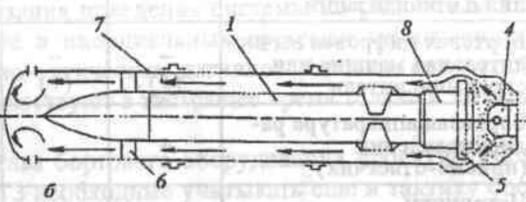


Рис. 7.10. Схемы ТПК при катапультном (*а*) и обтюраторном (*б*) стартах ракеты:

1 – ракета; *2* – катапульта; *3* – пусковая балка; *4* – газогенератор; *5* – поршень обтюратора; *6* – тормозное устройство; *7* – корпус ТПК; *8* – обтюратор

но сложную балочную конструкцию с одной или двумя катапультами (рис. 7.10, *а*). Ракета в ТПК устанавливается на пусковой балке с помощью бугелей (ухудшающих ее аэродинамику).

При обтюраторном старте (рис 7.10, *б*) ТПК представляет собой гладкую цилиндрическую трубу, закрытую с обеих сторон, работающую в условиях повышенного внутреннего давления. Однако практика показывает, что при обтюраторном старте ТПК имеет меньшую массу, чем при катапультном старте, значительно проще по конструкции и технологичнее при изготовлении. Еще более упрощается ТПК в случае, когда сам корпус ракеты выполняет роль обтюратора. Но при этом необходима очень плотная укладка аэродинамических поверхностей таким образом, чтобы они в сложенном положении не выступали за диаметр корпуса ракеты, что возможно только при использовании схемы «утка» с уменьшенным диаметром вращающегося на подшипниках крыльевого отсека (см. рис. 7.4).

7.1.6. Замечания по составу бортовой аппаратуры и оборудования

Состав бортовой аппаратуры ракеты определяется принятым в ЗРК методом наведения ракеты на цель. Наиболее распространенные методы рассмотрены в разделе 5,1. Типовой состав бортового оборудования для различных методов наведения приведен в таблице 7.2.

Таблица 7.2

Аапаратура и оборудование	Телеуправление	Самонаведение	Телеуправление + самонаведение	Командно-инерциальный метод + самонаведение
Неконтактный взрыватель	+	+	+	+
Головка самонаведения	–	+	+	+
Автопилот или инерциальная система управления и стабилизации	+	+	+	+
Бортовая цифровая вычислительная машина или спецвычислители	– (+)	– (+)	+	+
Бортовая аппаратура радиоуправления (приемо-ответчик)	+	–	+	+
Источники электропитания	+	+	+	+
газо- (пневмо-) или гидропитания	+	+	+	+

Примечания:

1. Бортовые цифровые вычислительные машины или спецвычислители в настоящее время, благодаря их малым массам и габаритам и высокой производительности, находят широкое применение практически во всем составе бортового оборудования.

2. Характеристики массы и объема бортового оборудования в зависимости от типа ЗУР и стадии ее разработки представлены в таблицах 7.3. и 7.4.

Учитывая, что разделение ЗУР на ракеты малой, средней и большой дальности весьма условное, необходимо дать некоторые пояснения и рекомендации по использованию при проектировании данных, приведенных в таблицах 7.3. и 7.4.

Некоторые новые разработки ЗУР объединяют два типа ракет (ЗУР малой и средней дальности или ЗУР средней и большой дальности). В этом случае параметры бортового оборудования и аппаратуры выбирают из графы, соответствующей меньшей дальности с максимальными значениями масс и объемов. Для ракет с дальностью $D > 200 \div 300$ км выбирается бортовая аппаратура с бóльшими значениями масс и объемов, поскольку дальность и продолжительность полета увеличиваются и для передачи (или приема) сигналов на большие расстояния требуется увеличение мощности передатчиков, а следовательно, и массы ГСН и приемоответчика, используемого при комбинированном или командно-инерциальном методе наведения ракеты, а для сохранения теплового режима всей бортовой аппаратуры требуется увеличивать ее объемы.

В будущих перспективных разработках ЗУР масса и объемы бортового оборудования и аппаратуры могут быть снижены за счет применения новых технологий в их изготовлении. Основу этих технологий будет определять прорыв в области микроэлектроники и создание на этой базе информационных систем высокой производительности. Например, создание малогабаритных, малошумящих больших интегральных схем с возможностью программирования поведения системы по различным алгоритмам или использование в инерциальных системах миниатюрных акселерометров и электронно-оптических датчиков угловых скоростей. Все эти новые технологии существуют в настоящее время только в лабораторных образцах.

При формировании состава бортового оборудования проектируемой ракеты помимо требований ТЗ необходимо учитывать еще и тактику боевого применения ЗРК. Современная тактика функционирования ЗРК ориентирована на массированное воздействие различных средств воздушного нападения (включая средства высокоточного поражения, предназначенные для выведения из строя комплексов ПВО). Для этих условий очевидно, что проектируемые ЗУР должны обладать максимальной автономнос-

Таблица 7.3

Вид бортового оборудования и аппаратуры	Стадия разработки	Тип ЗУР					
		Малой дальности (до 15 км)		Средней дальности (до 100 км)		Большой дальности (свыше 100 км)	
		Масса, кг	Объем, дм^3	Масса, кг	Объем, дм^3	Масса, кг	Объем, дм^3
Неконтактный взрыватель	Существующий	3	4	7,0	11	7,0	14,4
	Перспективный	2	3	2,5	3,4	3,0	5
				Комплексирован с ГСН		Комплексирован с ГСН	
Радиолокационная головка самонаведения	Существующая	10	9,5	12–27*	11,5–25	34	41
	Перспективная	–	–	10	9,5	10	9,5
				Активная ГСН		Активная ГСН	
Оптико-электронная головка самонаведения	Существующая	3–6	3–6	–	–	–	–
	Перспективная	3–6	3–6	6–7	5–6	12	12
		Многоспектральная		Многоспектральная		Многоспектральная	
Автопилот или ИСУС	Существующие	4	4,2	4–15	~4–15	4–15	5–27,5
	Перспективные	2,5	2,7	1–4	1–5	1–4	1–5
				С учетом юстировки ИСУ по данным РЛС слежения за ракетой			
БЦВМ или спецвычислитель (СВ)	Существующие	1	1,2	1,6	2	В составе бортовой аппаратуры	
	Перспективные	В составе бортовой аппаратуры					
Бортовая аппаратура радиоуправления («приемо-ответчик»)	Существующая	4–6	5,4–7,8	7,5–35	10–45	41	49
	Перспективная	1,5–2	2,5–3	1,5–7	3–10	7–10	9–13

Таблица 7.4

Вид бортового оборудования	Разновидность бортового оборудования	Тип ЗУР					
		Малой дальности (до 15 км)		Средней дальности (до 100 км)		Большой дальности (свыше 100 км)	
		Масса, кг	Объем, дм^3	Масса, кг	Объем, дм^3	Масса, кг	Объем, дм^3
Рулевой привод, один (существующий)	На горячем газе	0,5	~0,4	2,5	0,85	–	–
	Гидравлический	2,0	~1,6	7,2	2,0	7,8	2,1
Источник электропитания (существующий)	Время работы 400 с	Батарея 1,1 кг; $V = 0,54$ дм^3; $U = 28$ В; $i_{max} = 8$ А; Батарея 1,2 кг; $V = 0,54$ дм^3; $U = 57$ В; $i_{max} = 4$ А;					
	Время работы 140 с	Батарея 0,6 кг; $V = 0,25$ дм^3; $U = 28$ В; $i_{max} = 4$ А; Батарея 0,6 кг; $V = 0,25$ дм^3; $U = 57$ В; $i_{max} = 5$ А.					

тью полета по принципу «выстрелил – забыл». Наиболее перспективным методом наведения, реализующим принцип «выстрелил – забыл», является командно-инерциальный метод с активным самонаведением. Этот метод предполагает, что координаты целей вводятся в канал управления ЗУР перед стартом и одновременно предусматривается возможность коррекции траектории в случае маневра цели. Такого рода управление ракетой достигается за счет включения в состав ее бортового оборудования активной головки самонаведения, инерциальной системы управления и стабилизации, бортовой вычислительной машины, приемоответчика и радиовзрывателя. Некоторые характеристики перечисленных элементов оборудования приведены в гл. 5.

В бортовом комплексе на инерциальную систему управления возлагается обеспечение наведения на первоначальном участке полета по информации о параметрах цели, введенных на борт до старта ракеты. Далее по информации, поступающей на приемоответчик с радиолокационной станции наведения, осуществляется юстировка инерциальной системы управления и обеспечивается прием кратковременных сигналов о коррекции параметров движения цели, меняющихся в результате ее маневра в процессе полета ракеты. По достижении ракетой расстояния, соответствующего дальности захвата цели головкой самонаведения, с инерциальной системы передается целеуказание головке самонаведения. После захвата цели ГСН ракета наводится на цель по сигналам, передаваемым с головки самонаведения, т.е. обеспечивается самонаводящийся полет. Таким образом, ракета, оснащенная указанным комплектом бортовой аппаратуры, может совершать автономный полет до точки встречи с прямолинейно и равномерно движущейся целью практически без связи с наземными средствами. Это дает возможность поднимать в воздух потребное для отражения нападения количество ракет.

7.1.7. Выбор относительных геометрических параметров ракеты

После выбора схемы ЗУР и решения таких принципиальных вопросов, как способ старта, типы системы управления, боевой части, двигательных установок и др., приступают к определению внешних форм ракеты, характеризуемых рядом безразмерных параметров. Схема ракеты и совокупность геометрических параметров образуют так называемую *аэродинамическую компоновку*.

Вначале формируют предварительный «опорный» вариант аэродинамической компоновки, который служит базой для решения задачи баллистического проектирования. По результатам ее решения аэродинамическая компоновка уточняется с целью получения проектного решения, близкого к оптимальному. Дальнейшее уточнение внешних форм ракеты возможно на этапе конструкторской (внутренней) компоновки, когда определяются расположение агрегатов и подсистем ЗУР, их размеры и центровка.

Синтез опорного варианта аэродинамической компоновки – творческая задача, решаемая неформальными методами. Она требует глубокого понимания связей между геометрическими параметрами, с одной стороны, и тактико-техническими характеристиками, с другой стороны. Критерием качества при выборе геометрических параметров ракет может служить стартовая масса (при условии обеспечения требуемых расчетных режимов полета, например маневренности).

Размеры и формы конструктивных элементов ракеты: крыльев, рулей, корпуса – влияют на стартовую массу через их собственные относительные массы и через относительный запас топлива.

Выбор геометрических параметров крыльев. Крылья управляемых ракет чаще всего имеют трапециевидную форму в плане, определяемую тремя безразмерными параметрами: удлинением двух консолей $\lambda_{\text{конс}} = \dfrac{l_{\text{конс}}}{b_{\text{ср}}} = \dfrac{l^2_{\text{конс}}}{S_{\text{конс}}}$, сужением консолей $\eta_{\text{конс}} = \dfrac{b_{\text{б}}}{b_{\text{к}}}$ и углом стреловидности χ по какой-либо линии (например, по линии максимальных толщин χ_c). Здесь и далее $l_{\text{конс}}$ – размах двух консолей; $b_{\text{ср}}$ – средняя хорда крыла; $b_{\text{б}}$ – бортовая хорда; $b_{\text{к}}$ – концевая хорда; $S_{\text{конс}}$ – площадь двух консолей.

Частными случаями трапециевидных крыльев являются прямоугольные ($\eta_{\text{конс}} = 1$, $\chi = 0$) и треугольные ($\eta_{\text{конс}} = \infty$) крылья.

Профиль крыла (как правило, симметричный) характеризуется типом обводов (ромбовидный, шестигранный, чечевицеобразный и др.) и некоторыми параметрами, наиболее важный из которых – относительная толщина $\bar{c} = c/b$.

Рассмотрим влияние каждого из перечисленных параметров на относительную массу крыльев и запас топлива (через составляющие аэродинамического сопротивления). Поскольку профильное сопротивление слабо зависит от геометрических параметров крыльев, то при анализе их влияния на запас топлива рассмотрим лишь волновую и индуктивную составляющие сопротивления.

Удлинение консолей. При увеличении удлинения возрастают размах крыльев и изгибающие моменты. Одновременно уменьшаются бортовая хорда и абсолютная толщина крыла. Все это приводит к возрастанию потребной площади сечений продольных силовых элементов и их длины, а в итоге – к росту относительной массы крыльев.

Однако увеличение удлинения $\lambda_{\text{конс}}$ полезно для уменьшения волнового сопротивления $c_{x_{\text{в}}}$ в трансзвуковом диапазоне. При $M > 1{,}6$ влияние $\lambda_{\text{конс}}$ на $c_{x_{\text{в}}}$ незначительно.

Кроме прямого влияния на $c_{x_в}$, удлинение крыльев оказывает очень сильное косвенное влияние как в трансзвуковом, так и в сверхзвуковом диапазоне скоростей. Дело в том, что уменьшение удлинения приводит к уменьшению размаха крыльев (а следовательно, изгибающих моментов) и к возрастанию бортовой хорды. Все это позволяет одновременно с уменьшением $\lambda_{конс}$ уменьшить относительную толщину профиля $\bar{c}$ без ущерба для прочности и жесткости крыльев.

Увеличение удлинения $\lambda_{конс}$ способствует снижению индуктивного сопротивления $c_{x_{инд}}$ только на дозвуковых и трансзвуковых скоростях. При больших сверхзвуковых скоростях ($M > 3 \div 4$) характер зависимости $c_{x_{инд}}$ от $\lambda_{конс}$ меняется: при $\lambda_{конс} > 1 \div 1,5$ коэффициент индуктивного сопротивления несколько увеличивается с ростом удлинения. В современных ЗУР удлинение крыльев находится в пределах $\lambda_{конс} = 0,5 \div 1,2$.

Сужение консолей. Увеличение сужения консолей $\eta_{конс}$ ведет к некоторому уменьшению относительной массы крыльев по двум причинам: во-первых, центр давления консоли приближается к бортовому сечению, в результате чего изгибающий момент становится меньше; во-вторых, растет бортовая хорда и абсолютная толщина крыла, что позволяет снизить потребную площадь сечения продольных силовых элементов.

Изменение сужения крыльев (при фиксированных прочих параметрах) не отражается прямо на волновом сопротивлении. Но косвенное влияние сужения значительно. Уменьшение изгибающего момента с ростом $\eta_{конс}$, а также возрастание бортовой хорды позволяют уменьшить относительную толщину профиля $\bar{c}$ и существенно снизить $c_{x_в}$. На индуктивное сопротивление $\eta_{конс}$ почти не влияет. Во многих ЗУР значение $\eta_{конс}$ колеблется в широких пределах от 1 (прямоугольные крылья) до бесконечности (треугольные крылья).

Относительная толщина и форма профиля. Для крыльев тонкостенной конструкции с точки зрения массы наиболее выгодными являются полные профили (чечевицеобразные, синусоидальные, шестиугольные). При этом увеличение относительной толщины $\bar{c}$ ведет к росту абсолютных толщин профиля, а следовательно, к снижению массы крыльев. Однако определяющим фактором при выборе толщины является волновое сопротивление.

В сверхзвуковом диапазоне (при сверхзвуковой линии максимальных толщин, т.е. при $\sqrt{M^2-1} > \mathrm{tg}\chi_c$) значение $c_{x_в}$ пропорционально $\bar{c}^{\,2}$. Поэтому крылья сверхзвуковых ракет имеют тонкие профили ($\bar{c} = 0,02 \div 0,04$). На $c_{x_{инд}}$ $\bar{c}$ практически не влияет. Сравнение профилей различных форм показывает, что наименьшим волновым сопротивлением обладают крылья с ромбовидным профилем. Несколько большее значение $c_{x_в}$ дают чечевицеобразные и шестиугольные профили. Однако ромбовидные профили невыгодны с точки зрения жесткости. Поэтому вопрос о выборе формы профиля должен решаться с учетом прочностных и технологических факторов.

Стреловидность. Поскольку наличие стреловидности приводит к увеличению длины лонжеронов, увеличение χ сопровождается ростом относительной массы крыла. На волновое сопротивление влияние стреловидности сказывается, главным образом, в трансзвуковом диапазоне ($0,8 < M < 1,6$). Для этого диапазона выгодно иметь $\chi_c \geq 45°$, так как, во-первых, при увеличении χ_c растет критическое число Маха $M_{кр}$, во-вторых, нарастание $c_{x_в}$ при увеличении числа М происходит более плавно, а максимальное значение $c_{x_в}$ уменьшается. При $M > 1,6$ влиянием χ_c на $c_{x_в}$ можно пренебречь. Индуктивное сопротивление крыльев в дозвуковом и трансзвуковом диапазонах скоростей несколько возрастает с увеличением χ_c. При больших сверхзвуковых скоростях влияние стреловидности незначительно.

Помимо рассмотренного, угол стреловидности χ_c и сужение $\eta_{конс}$ заметно влияют на положение фокуса по α. При переходе от дозвуковых к сверхзвуковым скоростям полета фокус крыльев значительно перемещается, вызывая соответствующее изменение фокуса всего аппарата и, следовательно, изменение степени статической устойчивости. Увеличение $\chi_{0,5}$ и $\eta_{конс}$ уменьшает это перемещение фокуса.

При выборе формы крыльев учитывают не только аэродинамические и массовые характеристики, но и компоновочные и конструктивно-технологические ограничения, связанные с предельными габаритами и технологией изготовления крыльев, положением на корпусе бортовой хорды, узлов крепления консолей и др.

Выбор геометрических параметров рулей и поворотных крыльев. При выборе формы рулей и поворотных крыльев руководствуются прежде всего теми же требованиями, что и при выборе аналогичных параметров обычных консолей крыльев. Но, помимо этого, проектировщик учитывает целый ряд дополнительных соображений, важнейшим из которых является уменьшение шарнирных моментов.

Выбирая форму рулей, стремятся свести к минимуму перемещение их центра давления, вызванное изменением числа М и углов α и δ. Для этого существует два пути:

– уменьшение $b_{ср}$ рулей, для чего увеличивают их удлинение;

– выбор рациональной формы в плане (увеличение сужения, угла стреловидности).

Если органы продольного управления используются и для поперечного управления (дифференциальные рули), то с целью увеличения плеча относительно оси OX также целесообразно увеличить их удлинение. Проблема уменьшения шарнирных моментов особенно важна для поворотных крыльев. Поэтому все высказанные соображения должны обязательно учитываться. Но иногда при выборе формы поворотных крыльев решающее влияние оказывают ограничения компоновочного характера.

Выбор геометрических параметров корпуса. Корпус ракеты обычно имеет форму тела вращения, состоящего из носовой, центральной цилиндрической (или конической) и кормовой частей. Если в качестве критерия при сравнении проектных вариантов выбрать стартовую массу ракеты m_0, то наибольшее влияние на нее оказывают следующие геометрические параметры корпуса: удлинение корпуса $\lambda_{корп} = l_{корп}/d$; удлинение носовой части $\lambda_{нос} = l_{нос}/d$; удлинение кормовой части $\lambda_{корм} = l_{корм}/d$; сужение кормовой части $\eta_{корм} = d/d_{корм}$, а также формы образующих носовой и кормовой частей.

Влияние геометрических параметров корпуса на величину m_0 в основном проявляется через относительную массу корпуса, характеризующую массовое совершенство конструкции, и относительный запас топлива, зависящий от аэродинамических характеристик корпуса. Рассмотрим эти зависимости.

Удлинение корпуса. Поскольку изгибающие моменты при заданных аэродинамических и инерционных нагрузках растут пропорционально длине корпуса, то и масса конструкции корпуса интенсивно растет с ростом его удлинения $\lambda_{корп}$. Эта тенденция еще более усиливается, если учесть, что увеличение $\lambda_{корп}$ ведет к росту изгибных деформаций корпуса, появлению недопустимых вибраций и т.п., а это заставляет дополнительно утяжелять конструкцию.

Поскольку относительная масса топлива $\mu_т = m_т/m_0$ в известной степени зависит от отношения X/m_0, то влияние геометрических параметров корпуса на $\mu_т$ проявляется через комплекс величин:

$$c_{x\,корп}\, S_{корп} = \left(c_{x0} + c_{x\,инд}\right)_{корп} S_{корп}, \tag{7.8}$$

где

$$c_{x0\,корп} = c_{x\,тр} + c_{x\,д}; \tag{7.9}$$

$$c_{x\,д} = c_{x\,нос} + c_{x\,корм} + c_{x\,дн}. \tag{7.10}$$

Изменение $\lambda_{корп}$ при условии неизменности остальных параметров и фиксированном объеме корпуса приводит к следующим результатам:

1. Площадь миделя $S_{корп}$ меняется пропорционально $\lambda_{корп}^{-2/3}$, т.е. $S_{корп} \sim \lambda_{корп}^{-2/3}$.

2. Коэффициент сопротивления трения

$$c_{x\,тр} = c_f \frac{F_{корп}}{S_{корп}} \approx 4\lambda_{корп}\, c_f \sim \lambda_{корп}, \tag{7.11}$$

где c_f – коэффициент трения пластины, а $F_{корп}$ – площадь поверхности корпуса, откуда

$$c_{x\,тр} S_{корп} \sim \lambda_{корп}^{1/3}. \tag{7.12}$$

3. Коэффициент сопротивления давления не зависит от $\lambda_{корп}$, поэтому

$$c_{x\,д}\, S_{корп} \sim \lambda_{корп}^{-2/3}. \tag{7.13}$$

4. Коэффициент индуктивного сопротивления $c_{x\,инд.корп} \approx c_{y\,корп} \dfrac{\alpha}{57{,}3}$ также почти не зависит от $\lambda_{корп}$, следовательно:

$$c_{x i\,корп}\, S_{корп} \sim \lambda_{корп}^{-2/3}. \tag{7.14}$$

В итоге соотношение (7.8) можно представить в виде

$$c_{x\,корп} S_{корп} = A\lambda_{корп}^{1/3} + B\lambda_{корп}^{-2/3}. \tag{7.15}$$

Эта зависимость имеет минимум при некотором значении $\lambda_{корп} = \lambda_{корп}^*$, что соответствует минимуму $\mu_т$.

При дозвуковых скоростях полета основную долю общего лобового сопротивления корпуса составляет сопротивление трения.

Вследствие этого преобладает слагаемое $A\lambda_{корп}^{1/3}$ и значение $\lambda_{корп}^*$ лежит в диапазоне 8–12. По мере приближения числа М к единице $\lambda_{корп}^*$ возрастает до 15–20, а при М > 1, когда преобладающим становится сопротивление давления (т.е. слагаемое $B\lambda_{корп}^{-2/3}$), – до 30–40 и более.

Однако указанные значения далеко не являются оптимальными: обеспечивая минимум $\mu_т$, они вместе с тем приводят к перетяжелению конструкции корпуса. Поэтому оптимальные (по критерию минимума стартовой массы) удлинения корпуса намного меньше $\lambda^*_{корп}$. Кроме того, уменьшение $\lambda_{корп}$ часто диктуется требованиями жесткости конструкции, а также габаритными и компоновочными ограничениями. По статистическим данным, удлинение корпуса большинства ракет колеблется в пределах 12–18 (в редких случаях доходит до 20–22).

Удлинение и форма образующей носовой части. Геометрические параметры определяют, в основном, величину $c_{x нос}$, а следовательно, влияют на запас топлива $\mu_т$. Степень этого влияния в разных диапазонах скоростей различна.

При дозвуковых скоростях значения $c_{x нос}$ близки к нулю как для заостренных, так и для закругленных носовых частей. Поэтому для дозвуковых аппаратов выбирают, как правило, закругленные носовые части с удлинением $\lambda_{нос} = 0{,}5 \div 1$, обеспечивая тем самым максимально полезный объем при той же длине корпуса.

В сверхзвуковом диапазоне скоростей явным преимуществом обладают заостренные носовые части. Следует учитывать, что при $M > 1$ $c_{x нос}$ является наиболее весомой составляющей, доходящей иногда до 50 % и более общего лобового сопротивления ракеты. Для снижения ее увеличивают $\lambda_{нос}$, однако при этом затрудняется компоновка носового отсека корпуса, растут его общая длина и масса. По статистике, удлинение носового отсека лежит в диапазоне $\lambda_{нос} = 3{,}0 \div 4{,}0$.

Особые требования предъявляются к форме носовой части самонаводящихся ракет, где расположены обтекатели РГС и ТГС. Приходится идти на ухудшение аэродинамических характеристик ради того, чтобы добиться меньшего искажения сигналов, проходящих через обтекатель, и в результате повысить точность наведения на цель. Обтекатели РГС изготовляют из радиопрозрачных материалов (ситалла, керамики и др.). Они обычно имеют заостренную форму с параболической или близкой к ней образующей и удлинением порядка 2,5–3 (дальнейшее увеличение $\lambda_{нос}$ резко ухудшает радиотехнические характеристики обтекателя). Часто применяются такие обтекатели РГС в виде конуса с углом при вершине не менее 32–34°, плавно сопряженного с центральной цилиндрической (конической) частью корпуса.

Обтекатели ТГС изготовляются из специальных видов стекла или кристаллических материалов и имеют форму полусферы или пирамиды с плоскими гранями. Такая форма обеспечивает незначительное искажение ИК-сигналов, хотя чрезвычайно невыгодна с позиций аэродинамики. Поэтому стремятся уменьшить радиус полусферы, а возможность этого зависит от размеров зеркала и других элементов конструкции ТГС.

Параметры кормовой части. На этапе формирования опорного варианта аэродинамической компоновки сужение кормовой части выбирают, в основном, из компоновочных соображений. Диаметр кормового среза должен быть достаточным для размещения соплового блока двигателя, а в некоторых случаях также антенн радиоуправления и радиовизирования, механизмов рулевых приводов и других устройств, расположенных вокруг сопла.

Удлинение $\lambda_{корм}$ выбирают так, чтобы местные углы наклона образующей кормовой части корпуса не превышали 12–15°, так как при больших углах возможен отрыв потока. Анализ влияния параметров $\lambda_{корм}$ и $\eta_{корм}$ на аэродинамические характеристики показывает, что при уменьшении $\eta_{корм}$ $c_{x корм}$ постепенно увеличивается, а $c_{x дн}$ убывает. В результате суммарное значение кормового и донного сопротивления меняется незначительно.

Следует отметить, что при выборе геометрических параметров ракет учитываются и такие важные проблемы, как аэродинамический нагрев конструкции, явление аэроупругости и многие другие факторы.

7.1.8. Предварительное определение массы ракеты

Определяющими параметрами для расчета опорного значения массы ЗУР являются относительный запас топлива $\mu_т$, масса боевой части $m_{БЧ}$ и статистические массовые характеристики отдельных частей ракеты.

Основываясь на опыте предшествующих проработок различных типов ракет, с учетом анализа зарубежных аналогов, можно с достаточной достоверностью (примерно 10 % m_o) представить зависимость относительного запаса топлива $\mu_т$ от максимальной дальности полета D (рис. 7.11, кривые *1*, *2*, *3*). Конечно, эти зависимости пригодны только для предварительных прикидок (до этапа баллистического проектирования), так как они не учитывают характеристик истинного закона движения ракеты, определяемых при баллистическом проектировании.

При выборе значения второго исходного параметра – массы боевой части – в первую очередь анализируют возможную ошибку наведения ракеты на цель (промах), которая зависит от целого ряда факторов, а именно:

– состава и совершенства наземных средств;

– типа системы управления и совершенства бортовой информационной аппаратуры;

– дальности захвата цели головкой самонаведения;

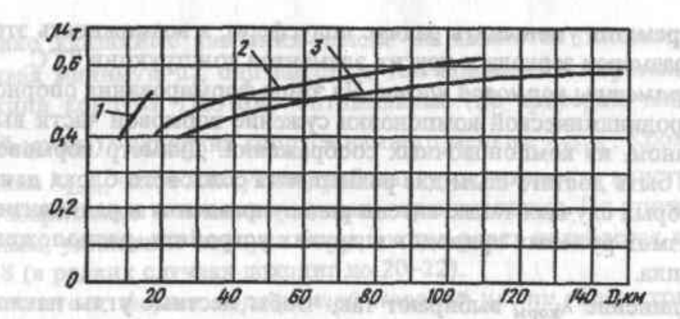


Рис. 7.11. Статистическая зависимость относительной массы топлива $\mu_т$ от максимальной дальности полета D:

кривые *1, 2, 3* даны для ракет соответственно малой, средней и большой дальности полета;

по статистическим обобщенным данным, на последней третьей части каждой из кривых *1, 2, 3* для ракет малой, средней и большой дальности в средней части зоны поражения можно обеспечить соответственно среднюю скорость полета в пределах 850–1000м/с; 1300–1600м/с; 1200–1500м/с

– точности инерциальной системы управления (при использовании ее на начальном участке вывода ракеты в район цели) и т.д.

Статистический анализ масс боевых частей различных типов ракет с различной бортовой информационной аппаратурой, различными системами управления позволил определить зависимость массы боевой части от дальности полета ракет. Эта зависимость приведена в табл. 7.5.

Таблица 7.5

Дальность полета ракеты, км	Масса боевой части, кг
До 20	10 – 20
До 40	40– 60
До 150	80 – 180

Выбор опорного значения $m_{БЧ}$ из достаточно широкого диапазона значений проектировщик обсуждает с заказчиком. На более поздних этапах проектирования это значение уточняется.

Зная относительный запас топлива и выбрав опорное значение массы боевой части, можно приступить к расчету массовых характеристик ЗУР. С этой целью рассмотрим общее уравнение баланса масс, определяющее стартовую массу ракеты:

$$m_о = m_{БЧ} + m_{отс.\,ап} + m_{отс.\,р.п} + m_р + m_{крл} + m_т + m_{ДУ}, \qquad (7.16)$$

где $m_о$ – стартовая масса ракеты; $m_{БЧ}$ – масса боевой части ракеты; $m_{отс.ап}$ – масса отсеков с бортовой аппаратурой (включая носовой обтекатель) с элементами крепления и электропроводкой; $m_{отс.р.п}$ – масса рулевых приводов с конструкцией отсека, рулевым управлением и

энергетикой; $m_р$ – масса аэродинамических рулей; $m_{крл}$ – масса крыльев (четырех консолей); $m_т$ – масса топлива разгонного двигателя; $m_{ДУ}$ – масса конструкции двигательной установки с элементами электрокоммуникаций.

В уравнении стартовой массы ракеты (7.16) в качестве исходной информации принимают значение массы боевой части и зависимость массы топлива от стартовой массы ракеты ($m_т = \mu_т m_о$). Массу остальных элементов ракеты также можно выразить через стартовую массу с некоторыми коэффициентами k_i, зависящими от массы ракеты, дальности или времени ее полета и некоторых других факторов.

Анализ массы отсеков бортового оборудования ракет различного класса и сопоставление их с летно-баллистическими характеристиками, в частности с относительной массой топлива, позволяет представить коэффициент относительной массы отсеков с бортовой аппаратурой в виде

$$k_{отс.ап} = \frac{m_{отс.ап}}{\mu_т m_о}.$$

При этом

$$m_{отс.ап} = k_{отс.ап} \mu_т m_о. \qquad (7.17)$$

Статистическая зависимость $k_{отс.ап}$ от относительного запаса топлива показана на рис. 7.12.

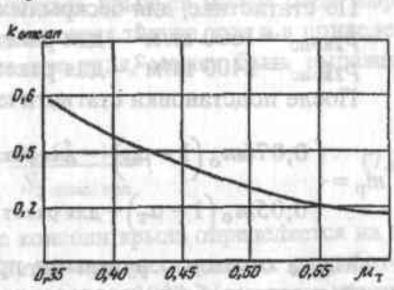


Рис. 7.12. Статистическая зависимость $k_{отс.ап} = f(\mu_т)$

Массу конструкции двигательных установок определяют аналогично (7.17) через коэффициент

$$k_{ДУ} = \frac{m_{ДУ}}{\mu_т m_о}. \qquad (7.18)$$

Статистические значения $k_{ДУ}$ для однорежимных РДТТ с корпусами, выполненными из высокопрочной стали методом ротационного выдавливания, приведены на рис. 7.13. Для двухрежимных РДТТ коэффициент $k_{ДУ}$ следует увеличить в 1,08–1,13 раза.

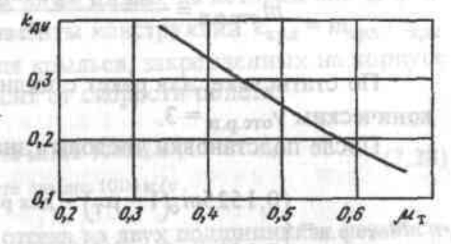


Рис. 7.13. Статистическая зависимость $k_{ДУ} = f(\mu_т)$

Масса конструкции рулей определяется через статистический коэффициент

$$\kappa_{р} = m_{р} / S_{р},$$ (7.19)

представляющий собой массу единицы площади руля со складывающейся консолью. В свою очередь, площадь руля определяется по известным статистическим значениям удельной нагрузки на две консоли руля

$$p_{2\,конс} = \frac{m_{о} - \mu_{т} m_{о}}{S_{2\,конс}}.$$ (7.20)

В результате

$$m_{р} = 2\,\kappa_{р} \frac{m_{о}(1-\mu_{т})}{p_{2\,конс}}.$$ (7.21)

По статистике, для бескрылых ракет $\kappa_{р}$ = 61 кг/м^2;

$p_{2конс}$ = 1600 кг/м^2 – для ракет с цилиндрическим корпусом;

$p_{2конс}$ = 2400 кг/м^2 – для ракет с коническим корпусом.

После подстановки статистических коэффициентов получим

$$m_{р} = \begin{cases} 0{,}076 m_{о}(1-\mu_{т}) & \text{– для ракет с цилиндрическим корпусом,} \\ 0{,}05 m_{о}(1-\mu_{т}) & \text{– для ракет с коническим корпусом.} \end{cases}$$ (7.22)

Масса отсеков с рулевыми приводами зависит от площади и массы рулей и может быть представлена через коэффициент массы отсека $\nu_{отс.р.п} = m_{отс.р.п} / m_{р}$ в виде

$$m_{отс.р.п} = \frac{\nu_{отс.р.п}\, \kappa_{р}\, 2\, m_{о}(1-\mu_{т})}{p_{2\,конс}}.$$ (7.23)

По статистике, для ракет с цилиндрическим корпусом $\nu_{отс.р.п}$ = 2, а с коническим $\nu_{отс.р.п}$ = 3.

После подстановки числовых значений коэффициентов получим:

$$m_{отс.р.п} = \begin{cases} 0{,}1525 m_{о}(1-\mu_{т}) & \text{– для ракет с цилиндрическим корпусом,} \\ 0{,}150 m_{о}(1-\mu_{т}) & \text{– для ракет с коническим корпусом.} \end{cases}$$ (7.24)

Таким образом, общее выражение для стартовой массы ракеты бескрылой аэродинамической схемы имеет вид:

для цилиндрической формы корпуса

$$m_{о} = m_{БЧ} + k_{отс.\,ап}\, \mu_{т}\, m_{о} +$$
$$+ 0{,}1525\, m_{о}(1-\mu_{т}) + 0{,}076\, m_{о}(1-\mu_{т}) + m_{о}(\mu_{т} + k_{ДУ}\, \mu_{т}),$$

откуда

$$m_{о} = m_{БЧ} \,/ \left[0{,}7715 - \mu_{т}\left(0{,}7715 + k_{отс.ап} + k_{ДУ}\right)\right];$$ (7.25)

для конической формы корпуса

$$m_{о} = m_{БЧ} + k_{отс.\,ап}\, \mu_{т}\, m_{о} +$$
$$+ 0{,}150\, m_{о}(1-\mu_{т}) + 0{,}05\, m_{о}(1-\mu_{т}) + m_{о}(\mu_{т} + k_{ДУ}\, \mu_{т}),$$

откуда

$$m_{о} = m_{БЧ} \,/ \left[0{,}80 - \mu_{т}\left(0{,}80 + k_{отс.ап} + k_{ДУ}\right)\right].$$ (7.26)

Рассмотрим далее составляющие стартовой массы ракет аэродинамической схемы «утка». В отличие от ракет нормальной схемы, ракеты схемы «утка» всегда имеют крылья. Площадь крыльев может быть выражена через удельную нагрузку $p_{2конс.крл}$, которая так же, как и в приведенном выше примере нормальной схемы для руля, может быть выражена следующим образом:

$$p_{2\,конс.\,крл} = \frac{m_{о} - m_{т}}{S_{2\,конс.\,крл}} = \frac{m_{о}(1-\mu_{т})}{S_{2\,конс.\,крл}}.$$ (7.27)

Значение удельной нагрузки на две консоли крыла определяется на основе обработки статистических результатов предшествующих разработок. Так, для ракет, имеющих скорость полета меньше 1000 м/с, можно принять в качестве опорного значения $p_{2конс.крл}$ = 800 кг/м^2, а для ракет, скорость которых превышает 1000 м/с, – $p_{2конс.крл}$ = 1400 кг/м^2.

Для определения массы крыла с учетом отсека, на котором оно закреплено, необходимо знать еще коэффициенты конструкции $\kappa_{крл} = m_{крл} / S_{крл}$. По статистике, коэффициент $\kappa_{крл}$ для крыльев, закрепленных на корпусе ракеты на одном подшипнике, зависит от скорости полета:

$$\kappa_{крл} = \begin{cases} 40\ кг/м^2 & \text{при скорости полета менее } 1000\ м/с; \\ 53\ кг/м^2 & \text{при скорости полета свыше } 1000\ м/с. \end{cases}$$ (7.28)

В случае установки крыльевого отсека на двух подшипниках независимо от скорости полета можно принять $\kappa_{крл}$ = 30 кг/м^2.

Таким образом, выражение для определения массы крыла для различных способов закрепления крыльевого отсека запишется в виде:

$$m_{крл}=\begin{cases}\kappa_{крл}\dfrac{2\,m_о(1-\mu_т)}{800}=0{,}1\,m_о(1-\mu_т) & \text{— одноподшипниковый при } V\le 1000\ м/с;\\ \kappa_{крл}\dfrac{2\,m_о(1-\mu_т)}{1400}=0{,}076\,m_о(1-\mu_т) & \text{— одноподшипниковый при } V> 1000\ м/с;\\ \kappa_{крл}\dfrac{2\,m_о(1-\mu_т)}{800}=0{,}075\,m_о(1-\mu_т) & \text{— двухподшипниковый.}\end{cases}\qquad(7.29)$$

Массу рулей можно выразить через относительную площадь рулей $\bar S_р = S_р / S_{крл}$. Обработка статистики показывает, что $\bar S_р \approx 0{,}44$, а коэффициент конструкции руля $\kappa_р$ зависит от скорости полета и может быть принят равным $\kappa_р = 25$ кг/м^2 (при $V \le 1000$ м/с) и $\kappa_р = 38$ кг/м^2 (при $V > 1000$ м/с).

Таким образом, масса рулей запишется в виде

$$m_р=\frac{2\,\kappa_р\,\bar S_р m_о\,(1-\mu_т)}{p_{2\,конс.крл}}=\begin{cases}0{,}0286\,m_о\,(1-\mu_т) & \text{при } V\le 1000\ м/с;\\ 0{,}0240\,m_о\,(1-\mu_т) & \text{при } V> 1000\ м/с.\end{cases}\qquad(7.30)$$

Учитывая близость полученных выражений, принимают, что масса рулей

$$m_р = 0{,}026\ \ m_о\,(1-\mu_т)\qquad(7.31)$$

не зависит от скорости ракеты.

Остается определить массу отсека рулевых приводов. Как правило, на ракетах вертикального старта аэродинамической схемы «утка» применяются газовые приводы. В этом случае энергетика для приводов и для элементов склонения может быть компактно размещена в едином газогенераторе. Правда, продолжительность работы таких приводов ограничена и не превышает 60 с. Для ракет, время полета которых более 60 с, могут быть применены электрогидравлические или электрические приводы.

Масса отсеков рулевого привода для ракет схемы «утка», как и ранее, определяется в соответствии с уравнением

$$m_{отс.р.п} = \nu_{отс.р.п}\, m_р.\qquad(7.32)$$

Однако для различных типов приводов коэффициенты конструкции $\nu_{отс.р.п}$ будут разными. По статистике, для времени полета ракеты до 60 с $\nu_{отс.р.п} = 5{,}0$; свыше 60 с – $\nu_{отс.р.п} = 4{,}1$. Подставляя приведенные значения $\nu_{отс.р.п}$ в уравнения (7.31) и (7.32), получим

$$\begin{aligned}m_{отс.р.п} &= 0{,}130\,m_о\,(1-\mu_т)\quad \text{при}\quad t\le 60\ с;\\ m_{отс.р.п} &= 0{,}106\,m_о\,(1-\mu_т)\quad \text{при}\quad t> 60\ с.\end{aligned}\qquad(7.33)$$

С учетом зависимостей (7.27)–(7.33) общее выражение для определения массы ракет аэродинамической схемы «утка» принимает вид:

а) для ракет с временем полета $t \le 60$ с и креплением крыльевого блока на двух подшипниках

$$\begin{aligned}m_о &= m_{БЧ} + m_{отс.ап} + m_{отс.р.п} + m_р + m_{крл} + m_т + m_{ДУ} =\\ &= m_{БЧ} + k_{отс.ап}\,\mu_т\, m_о + 0{,}13\,m_о\,(1-\mu_т) + 0{,}026\,m_о\,(1-\mu_т) +\\ &\quad + 0{,}076\,m_о\,(1-\mu_т) + \mu_т\, m_о + k_{ДУ}\,\mu_т\, m_о\,;\end{aligned}\qquad(7.34)$$

$$m_о = \frac{m_{БЧ}}{\left[0{,}768 - \mu_т\left(0{,}768 + k_{отс.ап} + k_{ДУ}\right)\right]}.$$

Подчеркнем, что для ракет схемы «утка» в случае применения крыльевого отсека с подшипниковым блоком развязки по крену в $m_{крл}$ входит и масса крыльевого отсека корпуса;

б) для ракет с временем полета $t \le 60$ с и креплением крыла на одном подшипнике

$$\begin{aligned}m_о &= m_{БЧ} + k_{отс.ап}\,\mu_т\, m_о + 0{,}13\,m_о\,(1-\mu_т) + 0{,}026\,m_о\,(1-\mu_т) +\\ &\quad + 0{,}1\,m_о\,(1-\mu_т) + \mu_т\, m_о + k_{ДУ}\,\mu_т\, m_о\,;\end{aligned}\qquad(7.35)$$

$$m_о = \frac{m_{БЧ}}{\left[0{,}744 - \mu_т\left(0{,}744 + k_{отс.ап} + k_{ДУ}\right)\right]};$$

в) для ракет с временем полета более 60 с и любым способом крепления крыла

$$\begin{aligned}m_о &= m_{БЧ} + k_{отс.ап}\,\mu_т\, m_о + 0{,}106\,m_о\,(1-\mu_т) + 0{,}026\,m_о\,(1-\mu_т) +\\ &\quad + 0{,}076\,m_о\,(1-\mu_т) + \mu_т\, m_о + k_{ДУ}\,\mu_т\, m_о\,;\end{aligned}\qquad(7.36)$$

$$m_о = \frac{m_{БЧ}}{\left[0{,}792 - \mu_т\left(0{,}792 + k_{отс.ап} + k_{ДУ}\right)\right]}.$$

Рассчитав опорное значение стартовой массы ракеты, несложно определить массы ее составных частей. В процессе предварительного проектирования часто возникает необходимость корректировки этих масс. Чтобы исключить рутинный расчет $m_о$ при каждой корректировке m_i, обычно используют статистическую зависимость, отражающую влияние изменения массы отдельных частей ракеты (планера, бортовой аппаратуры, приводов и др.) на ее стартовую массу. Для зенитных ракет такая зависимость представлена на рис. 7.14.

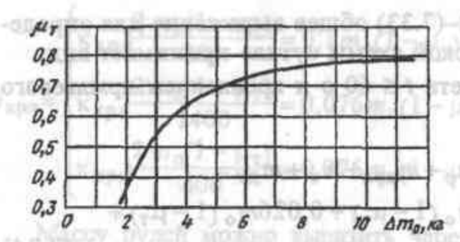


Рис. 7.14. Статистическая зависимость изменения стартовой массы ракеты при изменении массы отдельных ее частей на 1 кг

Из рисунка следует, например, что для ракеты с $\mu_т \approx 0{,}54$ увеличение (уменьшение) массы любого агрегата на 1 кг приводит к увеличению (уменьшению) стартовой массы ракеты на 3 кг, а для ракеты с $\mu_т \approx 0{,}67$ изменение массы агрегата на 1 кг влечет изменение стартовой массы уже на 5 кг и т.д.

7.2. ВЫБОР КОМПОНОВОЧНЫХ РЕШЕНИЙ

Под компоновкой ракеты понимают выбор внешних форм и взаимного расположения ее частей, размещение двигательной установки, целевого груза, оборудования и увязку этих элементов с силовыми элементами конструкции. При компоновке конструктор должен удовлетворять целому ряду требований, которые определяют эффективность ракеты. Требования общего характера следующие:

1. Уменьшение массы ракеты, что достигается выбором аэродинамических форм с малым сопротивлением, уменьшением шарнирных моментов на рулях, плотной компоновкой грузов, уменьшением длины бортовых коммуникаций и др.

2. Получение достаточной устойчивости и маневренности на всех режимах полета путем увязки координат центра давления $x_д$ и центра масс $x_м$ ЛА по длине корпуса.

3. Создание условий для надежной и эффективной работы целевого груза, двигательной установки и бортовой аппаратуры путем исключения взаимных помех в их работе, применением защиты от нагрева, обеспечением пылевлагонепроницаемости и др.

4. Обеспечение удобного технического обслуживания при эксплуатации – хранении, транспортировке, сборке на технической позиции, проверке и подготовке к пуску.

5. Создание предпосылок для применения прогрессивных технологических процессов изготовления и сборки ракеты.

6. Выполнение габаритных ограничений.

При компоновке отдельных агрегатов и блоков оборудования должны быть учтены специфика их работы, возможность взаимного влияния друг на друга и на функционирование ЛА в целом.

Рассмотрим вначале вопрос внешней компоновки.

7.2.1. Приближенное определение геометрических размеров ракеты

Определение геометрических размеров ракеты может быть проведено на основе анализа форм и соотношений геометрических параметров ранее спроектированных ракет. Для корпуса ракеты определяющими параметрами являются удлинение корпуса $\lambda_{корп} = l_{корп} / d_{корп}$ и удлинение носовой части $\lambda_{нос} = l_{нос} / d_{нос}$. Значения этих параметров во многом зависят от условий полета и боевого применения, от требований эксплуатации и аэродинамики, от метода наведения и требований жесткости конструкции. Условия боевого применения и эксплуатации часто вступают в противоречия с требованиями аэродинамики. Аэродинамика предусматривает большие удлинения носового обтекателя и корпуса, в то время как условия применения и эксплуатации ограничивают длину ракеты. Размещение на ракете радиолокационных или инфракрасных головок самонаведения также накладывает свой отпечаток на форму носовой части. Рассмотрим несколько типовых форм корпуса ракет с различными вариантами комплектации бортовой аппаратуры.

1. *Высокоскоростная телеуправляемая ракета.* Корпус такой ракеты, как показано на рис. 7.15, обычно имеет оживальную и цилиндрическую части. По статистике, общее удлинение ракеты – $\lambda_{корп} \le 16$. Удлинение носового обтекателя, если отсутствуют компоновочные или эксплуатационные ограничения, может находиться в пределах $\lambda_{нос} = 3 \div 5$.

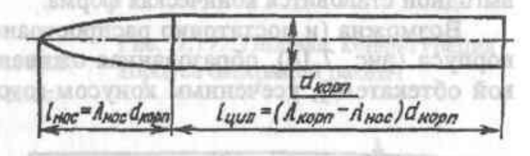


Рис. 7.15. Типовая конфигурация корпуса телеуправляемой ракеты

Объем корпуса такой ракеты

$$V = 0{,}393\, d_{корп}^3 \lambda_{нос} + 0{,}785\, d_{корп}^3 \left(\lambda_{корп} - \lambda_{нос}\right). \quad (7.37)$$

Если $\lambda_{корп} = 15$ и $\lambda_{нос} = 4{,}5$, то

$$V = 10\, d_{корп}^3. \quad (7.38)$$

Чтобы найти $d_{корп}$ и рассчитать всю геометрию корпуса, необходимо иметь статистические данные о плотности компоновки ракет γ. Анализ предшествующих разработок показывает, что плотность компоновок всех видов современных ЗУР колеблется в пределах $\gamma = 1{,}3 \div 1{,}7$ кг/дм^3. Для ракет средней и большой дальностей плотность компоновок состав-

ляет $\gamma = 1,3 \div 1,6$ кг/дм^3. Для ракет малой и средней дальностей средняя плотность компоновки находится в пределах $\gamma = 1,5–1,7$ кг/дм^3.

Плотность компоновки ракеты зависит еще и от состава бортового оборудования (следовательно, и от метода наведения). Для ракет с командной СУ плотность компоновки лежит в диапазоне $\gamma = 1,4 \div 1,7$ кг/дм^3; для ракет с самонаведением ее значение не превышает 1,6 кг/дм^3. Для предварительного определения объемов ракет средней и большой дальности можно принять осредненное значение плотности компоновки $\gamma = 1,5$ кг/дм^3, а для ракет малой дальности $\gamma = 1,6$ кг/дм^3.

Учитывая, что $V = m_о/\gamma$, из соотношения (7.37) следует

$$d_{корп} = \sqrt[3]{m_о \Big/ \left\{\gamma\left[0,785(\lambda_{корп} - \lambda_{нос}) + 0,393\lambda_{нос}\right]\right\}} \quad (7.39)$$

2. *Самонаводящиеся ракеты бескрылой аэродинамической схемы.* Как мы выяснили ранее, для нормальной бескрылой аэродинамической схемы могут быть рассмотрены два варианта формы корпуса, а именно: цилиндрическая и коническая с малым углом конусности (равным ~30′). Напомним, что цилиндрическая форма корпуса применяется при скорости полета до 6 М; при полете со скоростями, превышающими 6 М, более выгодной становится коническая форма.

Возможна (и достаточно распространена) комбинированная форма корпуса (рис. 7.16), образованная оживалом или параболоидом (носовой обтекатель), усеченным конусом (отсеки бортового оборудования и боевой части) и цилиндром (разгонный двигатель и отсек рулевых приводов). Такая форма применяется для высокоскоростных ракет (М = 6÷7) средней и большой дальности, скомпонованных как по нормальной аэродинамической схеме, так и по схеме «утка» (в схеме «утка» отсек рулевых приводов размещается в усеченном конусе, а хвостовая часть цилиндра – отсек крыла).

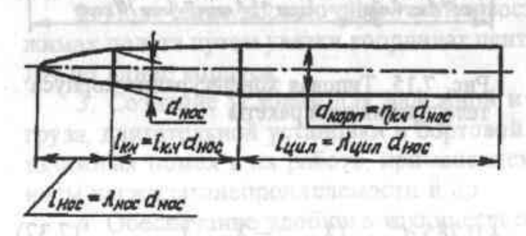


Рис. 7.16. Типовая конфигурация комбинированного корпуса бескрылой ракеты

Объем корпуса комбинированной формы определяется выражением

$$V = d^3_{нос}\left[0,393\lambda_{нос} + 0,262\lambda_{к.ч}\left(1 + \eta_{к.ч} + \eta^2_{к.ч}\right) + 0,785\lambda_{цил}\eta^2_{к.ч}\right], \quad (7.40)$$

где $\lambda_{нос} = l_{нос} / d_{нос}$ – удлинение носового обтекателя;

$\lambda_{к.ч} = l_{к.ч} / d_{нос}$ – удлинение конической части корпуса;
$\eta_{к.ч} = d_{цил} / d_{нос}$ – сужение конической части;
$\lambda_{цил} = l_{цил} / d_{нос}$ – удлинение цилиндрической части корпуса.

Из выражения (7.40), учитывая, что $V = m_о / \gamma$, получаем

$$d_{нос} = \sqrt[3]{\frac{m_о}{\left\{\gamma\left[0,393\lambda_{нос} + 0,262\lambda_{к.ч}\left(1 + \eta_{к.ч} + \eta^2_{к.ч}\right) + 0,785\lambda_{цил}\eta^2_{к.ч}\right]\right\}}} \quad (7.41)$$

В среднем $\lambda_{нос} = 2$; $\lambda_{к.ч} = 4,5$; $\lambda_{цил} = 12,5$; $\eta_{к.ч} = 1,3$; $\gamma = 1,5$ кг/дм^3. При этих данных

$$d_{нос} = \sqrt[3]{m_о / 33} \quad . \quad (7.42)$$

3. *Ракеты с конической формой корпуса* (рис. 7.17). Объем корпуса для такой ракеты определяется по формуле

$$V = d^3_{нос}\left[0,393\lambda_{нос} + \right.$$
$$\left. + 0,262\lambda_{к.ч}\left(1 + \eta_{к.ч} + \eta^2_{к.ч}\right)\right] . \quad (7.43)$$

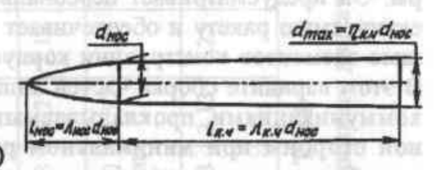


Рис. 7.17. Типовая конфигурация корпуса бескрылой ракеты

Если принять средние значения $\lambda_{нос} = 2$, $\lambda_{к.ч} = 18$ и угол конусности 30′, то

$$d_{нос} = \sqrt[3]{m_о / 33,4} \quad . \quad (7.44)$$

Аналогичным образом можно описать и другие возможные конфигурации корпуса и с использованием статистических данных найти характерные геометрические параметры ракеты. Следующим этапом предварительного проектирования является определение габаритов и центровок составных частей ЗУР.

7.2.2. Статистические характеристики плотности компоновок составных частей ЗУР

Плотность компоновки различных составных частей ракеты зависит от многих факторов. К их числу можно отнести: конструктивные особенности размещения и закрепления агрегатов в корпусе ракеты, совершенство и состав бортовой аппаратуры, форму корпуса ракеты, режимы работы двигателя и характеристики его топлива и даже аэродинамическую схему.

Рассмотрим, каким образом все эти факторы влияют на качество компоновки. Для иллюстрации целесообразно рассмотреть два способа размещения и крепления различных частей бортовой аппаратуры в отсеках ракеты.

Первый способ – закрепление разрозненных блоков оборудования на единой конструкции типа «этажерка». Этот способ характерен для крепления элементов аппаратуры, унифицированных для применения в различных типах ракет. Примером может служить размещение стандартизованной телеметрической аппаратуры. В рассматриваемом способе неминуемы большие потери полезного объема и избыточная масса за счет конструкции «этажерки», обеспечивающей жесткую сборку элементов аппаратуры в единый агрегат, а также большие затраты массы на межблочные электрические связи.

Второй способ – моноблочная сборка элементов бортовой аппаратуры. Он предусматривает персональную разработку аппаратуры под проектируемую ракету и обеспечивает сборку раздельных ее частей с помощью элементов конструкции корпуса с минимальными затратами массы. В этом варианте сборка частей аппаратуры удачно сочетается с электрокоммуникациями, прокладываемыми по всему моноблоку с определенной стороны при минимальном расходе электропроводки. Моноблочная сборка аппаратуры стала возможной благодаря отказу от корпусного исполнения ее конструкции. Такая сборка, хотя и потребовала герметизации отсеков и стыков ракеты, но обеспечила более плотную компоновку и в конечном итоге привела к значительному снижению массы.

Наиболее выгодной, с точки зрения разработчика ракеты, является бортовая аппаратура, выполняемая в виде многофункционального блока, когда совмещаются в одном блоке однотипные функции, повторяющиеся в различных частях аппаратуры при ее блочном исполнении. Многофункциональный блок бортовой аппаратуры более легкий и более компактный, кроме того, за счет применения единого вторичного источника электропитания можно упростить первичный источник тока. Однако для создания многофункционального блока нужен единый разработчик всей бортовой аппаратуры и, следовательно, требуется изменение сложившейся организационной структуры проектных организаций, а возможность этого пока весьма проблематична.

Характерные выборочные данные о плотностях компоновок современных отечественных и зарубежных ракет различных классов приведены в табл. 7.6. В таблице обозначено: $\gamma_{отс.\,бч}$ – плотность компоновки отсека боевой части; $\gamma_{БЧ}$ – плотность собственно боевой части; $\gamma_{отс.ап}$ – плотность компоновки отсека бортовой аппаратуры; $\gamma_{ап}$ – плотность аппаратуры; $\gamma_{отс.р.п}$ – плотность отсека рулевых приводов; $\gamma_{зар.\,ДУ}$ – плотность заряда

Таблица 7.6

Обозначение (шифр) ракеты	Аэродинамическая схема	Высота полета, км	Дальность полета, км	Способ управления	Плотность компоновки составных частей ракеты, кг/дм^3						Геометрические соотношения, м		
					$\gamma_{отс.БЧ}$	$\gamma_{БЧ}$	$\gamma_{отс.ап}$	$\gamma_{ап}$	$\gamma_{отс.р.п}$	$\gamma_{зар.ДУ}$	$l_{отс.ап}$	L	$\frac{l_{отс.ап}}{L}$
48Н6Е	Нормальная схема без крыла	25	150	Радиокомандный + полуактивное самонаведение	1,5	2,5	0,63	0,75	0,725	1,3	2,320	7,5	0,31
«Пэтриот»	Нормальная схема без крыла	20	90	Инерциальное управление с радиокоррекцией + активное самонаведение	1,4	2,0	0,79	1,00	0,700	1,55	1,520	5,3	0,29
9М330	«Утка»	6	12	Телеуправление	1,78	2,2	1,17	1,20	1,130	1,42** 1,32***	0,880	2,9	0,30
VT-1	Нормальная схема без крыла	6	10	Телеуправление	2,30 несущ. БЧ	2,30	1,25	1,30	1,00	1,50	0,670	2,34	0,25
«Роланд»	Нормальная схема без крыла	6	10	Телеуправление	2,13	2,13	1,25	1,30	1,35	1,35	0,630	2,5	0,25

*) Сопровождение через ракету: Track Via Missile – TVM.

) Для однорежимного двигателя. *) Для двухрежимного двигателя.

двигательной установки; $l_{\text{отс.ап}}$ – длина отсека бортовой аппаратуры; L – длина ракеты.

Поясним некоторые приведенные в таблице данные.

Плотность компоновки отсеков боевой части существенно зависит от конструктивного исполнения этого отсека. Различают два типа конструкций отсеков боевых частей: с несущей и закладной боевыми частями.

Для первого типа конструкции характерно то, что оболочка боевой части является одновременно оболочкой корпуса, воспринимающей полетные аэродинамические и тепловые нагрузки. Такие боевые части позволяют более рационально использовать объемы ракеты, обеспечивают минимальные значения поражающих элементов, но создают некоторые трудности в прокладке электрокоммуникаций связи носовой и хвостовой частей ракеты и несколько усложняют процесс ее окончательной сборки.

Другой тип конструкции – с закладной (ненесущей) боевой частью – удобен в технологическом отношении; но в этом случае помимо оболочки боевой части необходим еще и силовой корпус ракеты, который затеняет поражающие элементы и, следовательно, снижает эффективность боевой части. Кроме этого, закладная боевая часть не позволяет использовать примерно 40 % объема, отведенного для ее установки. Из таблицы видно, что средняя плотность собственно боевой части $\gamma_{\text{БЧ}}$ составляет примерно 2,2 кг/дм^3. В то время как плотность отсека с закладной боевой частью $\gamma_{\text{отс. БЧ}}$ в среднем составляет 1,5 кг/дм^3.

Для отсеков бортовой аппаратуры характерна самая низкая из всех отсеков плотность компоновки. В среднем $\gamma_{\text{отс.ап}}$ = 0,90 кг/дм^3 при плотности современной бортовой аппаратуры, равной приблизительно единице. Плотность компоновки аппаратурных отсеков во многом зависит от конструкции их стыков с соседними отсеками и формы корпуса.

Фланцевые стыки, широко использующиеся в конструкции ракет средней и большой дальностей, препятствуют плотной компоновке аппаратуры из-за больших высот стыковочных шпангоутов. В данном случае положительную роль может сыграть конусная форма корпуса отсека, что характерно для ракет средней и большой дальности. Конусная форма позволяет более плотно, с меньшими потерями объемов, разместить бортовую аппаратуру, устанавливая ее с большего основания. В таких отсеках, даже при наличии фланцевых стыков, аппаратура занимает около 80% от общего объема.

На ракетах малой и средней дальностей, где аппаратурные отсеки невелики по диаметру, применяются конструкции, предусматривающие высокопроизводительные методы изготовления ротационным выдавливанием с автоматической сваркой одного из стыковочных шпангоутов. Таким отсекам, из-за их малых поперечных габаритов, не всегда удается

придать конусную форму, а если это и удается, то конусность в этом случае весьма мала. Поэтому приходится искать новые конструкции соединений с меньшими высотами шпангоутов. В их числе шпоночные, телескопические и торпедные стыки отсеков (см.гл. 8). В случае применения таких стыков достигается использование аппаратурой до 90% объема отсека.

При определении размеров аппаратурных отсеков помимо плотности компоновки полезно обратить внимание еще на один параметр. Статистика показывает, что для ЗУР отсеки бортовой аппаратуры, включая носовой обтекатель, занимают примерно треть общей длины ракеты (рис. 7.18). Причем этот вывод справедлив как для современных ракет (см.табл. 7.6), так и для перспективных. Изменение относительных размеров аппаратурных отсеков, как следует из рис. 7.18, зависит от плотности аппаратуры. Современная аппаратура имеет $\gamma_{\text{ап}} \approx 1{,}0$ кг/дм^3. В ближайшие годы вряд ли возможен значительный рост $\gamma_{\text{ап}}$. Такой рост может быть лишь следствием разработки и внедрения элементной базы нового поколения. Но даже если это произойдет и плотность увеличится до $\gamma_{\text{ап}}$ = 1,3 кг/дм^3, то длина отсеков аппаратуры сократится незначительно. Таким образом, без большой ошибки можно принимать $\lambda_{\text{отс.ап}}$ = 0,3.

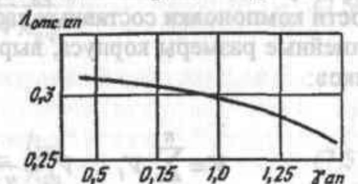


Рис. 7.18. Статистическая зависимость $\lambda_{\text{отс.ап}} = f(\gamma_{\text{ап}})$

Плотность компоновки отсеков рулевых приводов, как показывает статистика, существенно зависит от аэродинамической схемы. Это объясняется тем, что в схеме «утка» привод и агрегаты его энергоснабжения размещаются компактно в объеме специализированного отсека. Плотность компоновки таких отсеков для ракет со временем полета до 60 с (газовый привод) может быть принята $\gamma_{\text{отс.р.п}}$ = 1,2 кг/дм^3, а для времени полета больше 60 с, с электрогидравлическим приводом, плотность компоновки может достигать $\gamma_{\text{отс.р.п}}$ = 1,45 кг/дм^3. В то же время на ракетах нормальной аэродинамической схемы приводы располагаются в отсеках, объемы которых более чем на 30 % заняты элементами двигателя, а именно газоводной трубой и соплом. В результате осредненная плотность отсеков рулевых приводов ракет нормальной схемы обычно не превышает $\gamma_{\text{отс.р.п}}$ = 0,75 кг/дм^3.

И наконец, последний параметр – плотность заряда двигателя. Плотность заряда во многом зависит от режимности работы двигателя. Однорежимные двигатели с высококалорийным смесевым топливом имеют достаточно высокие плотности заряда, достигаемые значения $\gamma_{\text{зар. ДУ}}$ =

=1,55 кг/дм³. Это объясняется малыми потерями объема за счет прорезей. Двухрежимные двигатели имеют более сложную конфигурацию твердотопливного заряда и, соответственно, меньшую плотность заряда. Как следствие, плотность $\gamma_{\text{зар.ДУ}}$ таких двигателей оказывается ниже, чем у однорежимных двигателей, и составляет 1,3–1,4 кг/дм³.

7.2.3. Определение размеров составных частей ракеты и их компоновка

Определение размеров составных частей проводится с целью уточнения ранее найденных геометрических параметров ракеты. Зная плотности компоновки составных частей, можно уточнить значение диаметра и линейные размеры корпуса, выразив его объем в виде суммы объемов отсеков:

$$V = \sum_{i=1}^{n} V_i\ ; \quad V_i = \frac{m_i}{\gamma_{\text{отс.}i}}\ , \tag{7.45}$$

где m_i, $\gamma_{\text{отс.}i}$ – масса и плотность компоновки i-го отсека.

Так, например, для отсеков с бортовой аппаратурой и рулевыми приводами

$$V_{\text{отс.ап}} = \frac{m_{\text{отс.ап}}}{\gamma_{\text{отс.ап}}}\ ; \quad V_{\text{отс.р.п}} = \frac{m_{\text{отс.р.п}}}{\gamma_{\text{отс.р.п}}}\ . \tag{7.46}$$

Для отсека с боевой частью

$$V_{\text{отс.БЧ}} = \frac{m_{\text{БЧ}}}{\gamma_{\text{отс.БЧ}}}\ . \tag{7.47}$$

При известных параметрах боевой части плотность компоновки этого отсека ракеты может быть уточнена. Для несущих боевых частей $\gamma_{\text{отс.БЧ}} = \gamma_{\text{БЧ}}$. Если обозначить: $\gamma_{\text{ВВ}}$ – плотность взрывчатого вещества; $\gamma_{\text{об}}$ – плотность материала оболочки боевой части; $\alpha = m_{\text{ВВ}}/m_{\text{БЧ}}$ – коэффициент наполнения; $\Delta_{\text{БЧ}}$ – коэффициент использования объема БЧ, учитывающий наличие внутри нее пустот, то $\gamma_{\text{БЧ}}$ может быть найдена из соотношения

$$\frac{1}{\gamma_{\text{БЧ}}} = \left(\frac{\alpha}{\gamma_{\text{ВВ}}} + \frac{1-\alpha}{\gamma_{\text{об}}}\right)\frac{1}{\Delta_{\text{БЧ}}}\ . \tag{7.48}$$

Для ненесущих боевых частей одним из важнейших параметров, определяющих ее эффективность, является удлинение боевой части $\lambda_{\text{БЧ}} = l_{\text{БЧ}}/d_{\text{БЧ}}$. Оно задается проектировщиком на основании предварительных изысканий. При этом объем отсека БЧ

$$V_{\text{отс.БЧ}} = \frac{\pi d_{\text{корп}}^2}{4}\, l_{\text{БЧ}} = \frac{\pi d_{\text{корп}}^2}{4}\, \lambda_{\text{БЧ}}\, d_{\text{БЧ}}\ . \tag{7.49}$$

Размеры собственно боевой части определяются из очевидного соотношения

$$V_{\text{БЧ}} = \frac{m_{\text{БЧ}}}{\gamma_{\text{БЧ}}} = \frac{1}{4}\pi d_{\text{БЧ}}^2\, l_{\text{БЧ}} = \frac{\pi l_{\text{БЧ}}^3}{4\lambda_{\text{БЧ}}^2}\ , \tag{7.50}$$

откуда

$$l_{\text{БЧ}} = \sqrt[3]{\frac{4}{\pi}\frac{m_{\text{БЧ}}\lambda_{\text{БЧ}}^2}{\gamma_{\text{БЧ}}}}\ ; \quad d_{\text{БЧ}} = \frac{l_{\text{БЧ}}}{\lambda_{\text{БЧ}}}\ . \tag{7.51}$$

Входящая в это выражение величина $\gamma_{\text{БЧ}}$ по-прежнему определяется формулой (7.48).

Объем отсека РДТТ (без газовода) можно представить в виде суммы объемов трех частей:

1) объема цилиндрической обечайки двигателя:

$$V_{\text{цил.о}} = 1{,}06\ \frac{m_{\text{т}}}{\gamma_{\text{зар.ДУ}}}\ ,$$

где 1,06 – множитель, учитывающий толщину обечайки, ТЗП и т.п.

2) объема, занятого выпуклыми днищами:

$$V_{\text{дн}} = \frac{\pi d_{\text{корп}}^2}{4}\,\frac{d_{\text{корп}}}{\xi}\ ,$$

где $\xi = a / b$ – соотношение большой и малой полуосей эллиптических днищ;

3) объема соплового блока и пространства вокруг него:

$$V_{\text{с.б}} = \frac{\pi d_{\text{корп}}^2}{4}\left(l_{\text{растр}} + 0{,}1\, d_{\text{корп}}\right),$$

где $l_{\text{растр}}$ – длина конического раструба сопла,

$$l_{\text{растр}} = \frac{d_a - d_{\text{кр}}}{2\,\text{tg}\,\beta_c} = \frac{\sqrt{\bar{F}} - 1}{\text{tg}\,\beta_c}\sqrt{\frac{F_{\text{кр}}}{\pi}}.$$

Здесь $\bar{F} = F_a / F_{\text{кр}}$ – относительная площадь выходного среза сопла; β_c – угол полураствора раструба сопла; $F_{\text{кр}} \cong 1510\,\dot{m}_{\text{т}} / p_{\text{к}}$ – площадь критического сечения сопла.

Таким образом,

$$V_{\text{отс. ду}} = 1{,}06\,\frac{m_{\text{т}}}{\gamma_{\text{зар.ду}}} + \frac{\pi\, d_{\text{корп}}^3}{4\,\xi} + \frac{\pi\, d_{\text{корп}}^2}{4}\left(\frac{\sqrt{\bar{F}} - 1}{\text{tg}\,\beta_c}\sqrt{\frac{F_{\text{кр}}}{\pi}} + 0{,}1\, d_{\text{корп}}\right). \quad (7.52)$$

Уточненный общий объем корпуса равен сумме объемов его отсеков:

$$V = V_{\text{отс.БЧ}} + V_{\text{отс.ап}} + V_{\text{отс.р.п}} + V_{\text{отс.ДУ}}. \quad (7.53)$$

Подсчитав V, можно уточнить диаметр корпуса, используя выражения (7.37); (7.38); (7.41); (7.43) и длину каждого отсека $l_{\text{отс}\,i} = 4V_{\text{отс}\,i} / \pi\, d_{\text{корп}}^2$.

После определения размеров составных частей ракеты приступают к их внутренней компоновке с учетом всех требований и ограничений, предъявляемых условиями боевого применения и эксплуатации. Перечислим наиболее важные из них.

Бортовое оборудование. Весь комплект бортового оборудования в общем случае можно разбить на следующие группы:

а) аппаратура наведения (ГСН, блоки радиоуправления и радиовизирования, инерциальная система и т.п.);

б) автопилот, состоящий из блоков управления и рулевых приводов;

в) взрыватель с предохранительно-исполнительным механизмом;

г) бортовая энергосистема, включающая в себя источники питания, преобразователи энергии и кабельную сеть;

д) антенно-фидерные устройства каналов радиоуправления, радиовизирования, радиовзрывателя;

е) пиротехнические устройства для запуска двигателя, разделения ступеней и т.п.

При компоновке аппаратуры необходимо обеспечить возможность ее нормального функционирования. Рассмотрим с этой точки зрения особенности компоновки некоторых ее агрегатов.

Головка самонаведения конструктивно делится на координатор цели и электронный блок. Координатор помещается в носовой части корпуса ракеты; электронный блок обычно располагают непосредственно за координатором.

Гиростабилизированную платформу инерциальной системы управления (или *блок управления автопилота* с гироскопами) целесообразно размещать вблизи центра масс ракеты, чтобы уменьшить влияние угловых колебаний ЗУР на работу датчиков угловых скоростей (скоростных гироскопов).

Радиовзрыватель, в состав которого входят чувствительные к вибрационным нагрузкам устройства, размещают вдали от двигательной установки. Передающие и приемные антенны радиовзрывателя, как правило, делают раздельными и размещают в передней части корпуса ЗУР, вне зон расположения рулей и крыльев. Чтобы исключить прямое прохождение радиосигналов от передающих антенн к приемным, их разносят по длине корпуса на некоторое расстояние.

Антенны радиоуправления и радиовизирования, с помощью которых осуществляется радиосвязь с командным пунктом, устанавливают в носовой части корпуса, на задних кромках или на консолях крыльев. При любом возможном угловом положении ракеты относительно КП антенны не должны экранироваться частями ЗУР. Для того чтобы избежать экранирования сигналов, применяют несколько антенн. При работе антенн выбирается та пара, приемный сигнал которой имеет максимальное значение. Переключение от одной пары к другой осуществляется логической электронной схемой.

Рулевые приводы размещают возможно ближе к соответствующим рулям, чтобы сократить длину проводки управления. Длинная проводка не только утяжеляет конструкцию ракеты, но и ухудшает управляемость, так как люфты и упругие деформации приводят к колебаниям рулей с низкой частотой. Упругая проводка вызывает также снижение критических скоростей флаттера и дивергенции рулей.

Отдельные группы оборудования обычно оформляются конструктивно в виде блоков. Блоки, между которыми имеется тесная функциональная связь, размещают в одном отсеке корпуса. Обязательным требованием ко всем аппаратурным отсекам является пыле- и влагонепроницаемость.

Боевые части ЗУР размещают обычно в передней части корпуса, чтобы исключить возможность затенения поражающих элементов несущими поверхностями.

Твердотопливные двигательные установки стремятся разместить непосредственно в кормовой части ЗУР. Сопловой блок в этом случае получается наиболее компактным и легким. Но при этом неизбежно значительное изменение центровки ракеты по мере выгорания топлива. Для уменьшения разбежки центровок двигатель смещают вперед. Выход газовой струи при этом может быть осуществлен через газовод или же через несколько боковых сопел. В первом случае возникают трудности при ком-

поновке оборудования в кольцевом пространстве вокруг газовода. Сравнительно удачно здесь можно разместить рулевые приводы, баллоны со сжатым газом, ПАД (пороховой аккумулятор давления), небольшие элементы радиоаппаратуры. Для защиты их от нагрева необходима наружная теплоизоляция газовода.

В варианте с боковыми соплами несколько увеличивается лобовое сопротивление ракеты, особенно при пассивном полете, растут потери тяги, вызванные наклоном боковых сопел. Обдув горячими газами обшивки кормового отсека требует ее теплоизоляции. Кроме того, размещение рулей в кормовой части ЗУР возможно только в непосредственной близости от среза сопел, где поперечные размеры газовых струй невелики; но при этом эффективность рулей резко падает из-за малой величины плеча относительно центра масс. Перемещение же рулей назад приводит к тому, что они попадают в область влияния газовых струй, быстро расширяющихся по мере удаления от среза сопел. Это может привести к серьезному нарушению устойчивости и управляемости ракеты. В силу перечисленных недостатков вариант с боковыми соплами применяется, как правило, только у аппаратов схемы «утка».

После завершения внутренней компоновки можно определить координаты центра масс ракеты. В основу расчета кладется массовая сводка ЗУР. Для каждого груза m_i, указанного в сводке, находят центр масс и отмечают его положение на компоновочном чертеже, указывая его расстояние от носика ракеты x_i. Полученная таким образом центровочная ведомость позволяет определить центр масс ракеты:

$$x_{\text{м}} = \frac{\sum_i m_i x_i}{\sum_i m_i}. \tag{7.54}$$

Чтобы найти зависимость центровки от времени полета, в центровочной ведомости указывают несколько вариантов массы и координат центра масс расходуемых грузов (топлива, сжатого газа и т.п.): в начале и конце работы двигателя, а также для промежуточных моментов времени. Полученная таким образом зависимость $x_{\text{м}}(t)$ используется при оценке устойчивости и балансировки ЗУР. Изменяя при компоновке взаимное положениe топливного отсека и других грузов, проектировщик может влиять на характер зависимости $x_{\text{м}}(t)$ и на диапазон центровок ракеты.

7.2.4. Обеспечение устойчивости и управляемости ракеты в процессе ее аэродинамической компоновки

Общий подход к решению задачи управления полетом ЗУР изложен в предыдущей главе, где показана связь маневренных характеристик ЗУР

с запасами устойчивости системы управления, характеристиками рулевого привода и свойствами ракеты как летательного аппарата.

Опыт показывает методическую возможность выбора эффективности рулей (силы управления*) отдельно от синтеза системы управления, исходя из условий балансировки ракеты и анализа времени выхода ЗУР на потребный угол атаки. В этом случае при проектировании управления эффективность рулей выступает как заданная величина, влияющая на требуемые значения максимальной скорости рулевого привода и коэффициентов усиления. При этом степень статической устойчивости (неустойчивости) также считается заданной величиной. В результате практическая реализация задачи на этапе компоновки состоит в обеспечении заданной степени статической устойчивости и соответствующей ей аэродинамической силы управления.

Обеспечение статической устойчивости. Практическое решение задачи состоит в выборе компоновочных решений, обеспечивающих заданное взаимное положение центра масс и центра давления по углу атаки. Если центр давления находится позади центра масс, т.е. $x_{\text{м}} - x_{\text{д}} \le 0$, то $m_z^{\alpha} < 0$ и ракета статически устойчива.

Положение центра масс определяется массовой (весовой) компоновкой ракеты. (Эти вопросы подробно рассмотрены в предыдущих параграфах.) Вторая координата – центр давления ракеты – является производной аэродинамической компоновки. Требуемое положение центра давления достигается в основном за счет выбора соответствующей конфигурации корпуса и размеров несущих поверхностей ракеты. Связь между конфигурацией ракеты и ее аэродинамическими характеристиками на этапе формирования опорных вариантов допустимо выражать приближенными зависимостями, основанными на теории обтекания тонких тел.

При таком подходе корпус расчленяют на составные части, для которых известны создаваемые нормальные силы и точки приложения этих сил. Обычно выделяют головную, центральную и кормовую части корпуса. Геометрические параметры такого корпуса показаны на рис. 7.19.

Головная часть может быть конической формы или в виде комбинации параболической (степенной) носовой части с коническим продолжением к миделю ракеты. Независимо от конфигурации головной части

* Силы управления следует отличать от управляющих сил. Последние – это проекции равнодействующей аэродинамических и реактивных сил на касательную и нормаль к траектории. Силы управления обеспечивают вращательное движение ракеты относительно центра масс, в то время как управляющие силы обеспечивают движение центра масс, т.е. изменение модуля и направления вектора скорости полета.

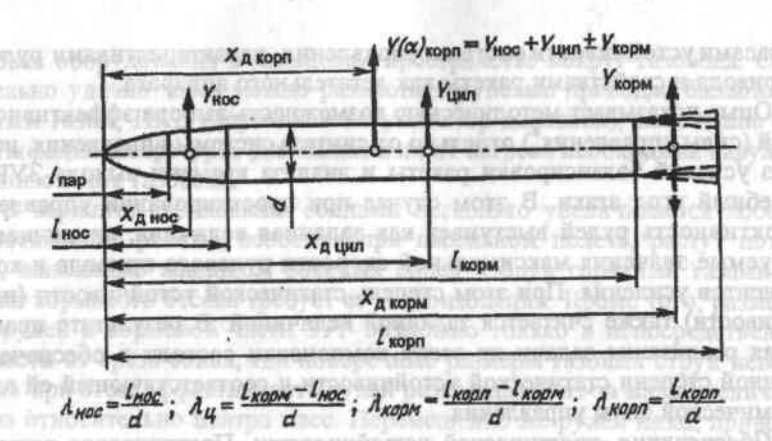


Рис. 7.19. Геометрические параметры корпуса ракеты

коэффициент подъемной силы при М > 2÷3 может оцениваться по формуле

$$c_y = 3\frac{\alpha^\circ}{57{,}3} = 0{,}0524\,\alpha^\circ. \qquad (7.55)$$

Форма головной части оказывает влияние лишь на положение центра давления. Приближенно

$$\bar{x}_{\text{д нос}} = \frac{x_{\text{д нос}}}{l_{\text{корп}}} = \frac{\lambda_{\text{нос}}}{\lambda_{\text{корп}}}\left[0{,}667 - 0{,}01\left(11 + \frac{\lambda_{\text{нос}}}{\sqrt{\text{M}^2 - 1}}\right)\bar{l}_{\text{пар}}\right], \qquad (7.56)$$

где $\bar{l}_{\text{пар}} = l_{\text{пар}} / l_{\text{нос}}$ – коэффициент формы головной части. При $\bar{l}_{\text{пар}} = 1$ отсутствует конический участок и головная часть имеет параболическую (степенную) форму. При $\bar{l}_{\text{пар}} = 0$ носовая часть коническая. В этом случае

$$\bar{x}_{\text{д нос}} = 0{,}667\,\frac{\lambda_{\text{нос}}}{\lambda_{\text{корп}}}. \qquad (7.57)$$

Центральная часть ракеты обычно имеет цилиндрическую форму.

Аэродинамические характеристики цилиндрической части обусловлены поперечным, относительно корпуса, обтеканием. Их значения определяются через соответствующие аэродинамические коэффициенты:

$$c_{y_{\text{цил}}} = c\frac{4}{\pi}\left(\lambda_{\text{корп}} - \lambda_{\text{нос}}\right)\left(\frac{\alpha^\circ}{57{,}3}\right)^2; \qquad (7.58)$$

$$c_{m_{\text{цил}}} = c\frac{2}{\pi}\left(\lambda_{\text{корп}} - \frac{\lambda^2_{\text{нос}}}{\lambda_{\text{корп}}}\right)\left(\frac{\alpha^\circ}{57{,}3}\right)^2, \qquad (7.59)$$

где $c_{y_{\text{цил}}}$, $c_{m_{\text{цил}}}$ – коэффициенты нормальной силы и момента цилиндрической части корпуса; c – поправочный экспериментальный коэффициент, $c = 1{,}0 \div 1{,}2$.

При известных значениях силы и момента безразмерная координата центра давления определяется очевидным соотношением

$$x_{\text{д цил}} = \frac{c_{m_{\text{цил}}}}{c_{y_{\text{цил}}}}. \qquad (7.60)$$

Отсюда

$$\bar{x}_{\text{д цил}} = \frac{x_{\text{д цил}}}{l_{\text{корп}}} = \frac{1}{2}\left(1 + \frac{\lambda_{\text{нос}}}{\lambda_{\text{корп}}}\right). \qquad (7.61)$$

Кормовая часть ракеты, как показано на рис. 7.19 пунктиром, может быть не только цилиндрической, но и конической (с прямой и обратной конусностью). В случае прямой конусности подъемная сила кормовой части положительная, при обратной конусности сила $Y_{\text{корм}}$ отрицательная. Значение силы определяется из формулы

$$c_{y\,\text{корм}} = 3\left(\bar{d}_{\text{корм}} - 1\right)\frac{\alpha^\circ}{57{,}3}, \qquad (7.62)$$

где $\bar{d}_{\text{корм}} = d_{\text{дн}}/d$ – расширение (сужение) кормовой части ракеты; $d_{\text{дн}}$ – диаметр донного сечения.

Точка приложения силы $Y_{\text{корм}}$ расположена примерно в середине кормового участка:

$$\bar{x}_{\text{д корм}} = \frac{x_{\text{д корм}}}{l_{\text{корп}}} = 1 - \frac{1}{2}\frac{\lambda_{\text{корм}}}{\lambda_{\text{корп}}}. \qquad (7.63)$$

Анализ показывает, что приведенные приближенные зависимости для определения подъемной силы и центра давления корпуса ракеты в диапазоне углов атаки 0–15° приводят к результатам, достаточно хорошо совпадаю-

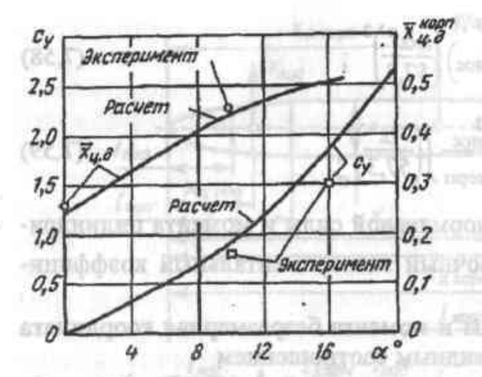


Рис. 7.20. Расчетные и экспериментальные значения аэродинамических характеристик ЗУР бескрылой схемы при М=4

щим с экспериментальными данными. В частности, точность определения центра давления по приближенным формулам составляет примерно 1 %. Сравнение расчетных и экспериментальных данных для корпуса ЗУР бескрылой схемы при М = 4 приведено на рис. 7.20.

Параметры анализируемой ракеты:

$l_{корп}$ = 7200 мм, $l_{нос}$ = 2911 мм, $l_{пар}$ = 1000 мм, $l_{цил}$ = 4289 мм, d = 508 мм, $d_{дн}$ = 508 мм.

Рассмотрим далее другие составляющие, определяющие устойчивость ракеты. Как указано выше, требуемое расположение центра давления ракеты $\bar{x}_д$ обеспечивается за счет аэродинамической компоновки корпуса и *несущих поверхностей*. Для современных зенитных ракет крылья и рули чаще всего объединяют в единую несущую поверхность в виде руля-элерона (обычно называемого рулем). На рассматриваемом этапе предварительной компоновки ракеты проектирование рулей состоит в определении их площади. Особенность (и трудность) этой задачи связана с многофункциональностью рулей, поскольку они в бескрылых ракетах не только обеспечивают управление вращательным движением ракеты относительно центра масс, но и берут на себя большую долю в создании управляющей силы $Y(\alpha)$. Эта вторая функция при заданной степени статической устойчивости ракеты является определяющей при расчете потребной площади рулей. Приближенный расчет площади рулей состоит в следующем.

1. По формулам (7.54)–(7.63) рассчитывают значение $Y(\alpha)_{корп}$ и определяют координаты центра тяжести $x_м$ и центра давления $x_{д\,корп}$.

2. По заданной степени статической устойчивости ракеты $m_z^{c_y} = \bar{x}_м - \bar{x}_д$ определяют потребную долю устойчивости, возлагаемую на рули (рис. 7.21):

$$\Delta x_д = x_д - x_{д\,корп}\,. \qquad (7.64)$$

3. На основе одной из аэродинамических моделей определяют коэффициент нормальной силы рулей

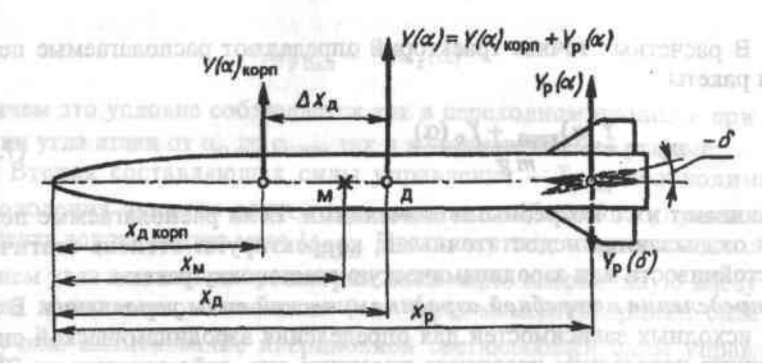


Рис. 7.21. Составляющие подъемной силы ракеты

$$c_{y р} = \frac{Y_р(\alpha)}{q\,S_р}\,, \qquad (7.65)$$

где $S_р$ – площадь двух консолей рулей. В общем случае при расчете площади $S_р$ необходимо учитывать интерференцию рулей и корпуса, а также влияние пограничного слоя на эффективность рулей. При этом площадь $S_р$ должна включать еще и подфюзеляжную часть корпуса в зоне рулей.

Для оценочных расчетов при М > (2–3) с ошибкой порядка 10 % можно полагать, что

$$c_{y р} = 1{,}8\,\frac{\alpha^\circ}{57{,}3}\,. \qquad (7.66)$$

При этом коэффициент подъемной силы всей ракеты с учетом (7.58) будет

$$c_y = 3\,\frac{\alpha^\circ}{57{,}3} + c\,\frac{\pi}{4}\,\lambda_{цил}\left(\frac{\alpha^\circ}{57{,}3}\right)^2 + 1{,}8\,\frac{S_р}{S_{корп}}\,\frac{\alpha^\circ}{57{,}3}\,, \qquad (7.67)$$

где $S_{корп}$ – площадь характерного поперечного сечения корпуса.

4. Учитывая, что

$$x_д = \frac{c_{y\,корп}\,q\,S_{корп}\,x_{д\,корп} + c_{y р}\,q\,S_р\,x_р}{c_{y\,корп}\,q\,S_{корп} + c_{y р}\,q\,S_р}\,, \qquad (7.68)$$

где $x_р$ – известная из компоновки ракеты координата центра давления рулей, из уравнений (7.64)–(7.68) получают

$$\frac{S_р}{S_{корп}} = \frac{c_{y\,корп}}{c_{y р}}\,\frac{\Delta\bar{x}_д}{(\bar{x}_р - \bar{x}_д)}\,. \qquad (7.69)$$

5. В расчетных точках траекторий определяют располагаемые перегрузки ракеты

$$n_y = \frac{Y(\alpha)_{корп} + Y_р(\alpha)}{m\,g} \qquad (7.70)$$

и сравнивают их с потребными значениями. Если располагаемые перегрузки оказываются недостаточными, корректируют степень статической устойчивости или аэродинамическую компоновку ракеты.

Определение потребной аэродинамической силы управления. В качестве исходных зависимостей для определения аэродинамической силы управления используем уравнение проекции сил, действующих на ЗУР, на нормаль к траектории и уравнение моментов вокруг оси Z:

$$n_y = \frac{1}{m\,g}\left(Y(\alpha) + P\sin\alpha + Y_р(\delta)\right);$$
$$\ddot{\upsilon} = \frac{1}{I_z}\left(M_z(\alpha) + M_р + M_z^{\omega}\,\dot{\upsilon}\right); \qquad (7.71)$$

$$\dot{\alpha} = \dot{\upsilon} - \dot{\theta}\,, \qquad (7.72)$$

где $Y(\alpha)$ – проекция аэродинамических сил на нормаль к траектории (без учета составляющей $Y_р(\delta)$ от органов управления); P – тяга двигателя; $Y_р(\delta)$ – аэродинамическая сила управления (создаваемая органами управления); α, υ, θ – углы атаки, тангажа и наклона траектории; $M_z(\alpha)$ – момент от аэродинамических сил ракеты без органов управления; $M_р$ – управляющий момент (момент, создаваемый силой управления); $M_z^{\omega}\,\dot{\upsilon}$ – демпфирующий момент.

Для более ясного представления физической картины управления запишем силу управления в виде двух составляющих:

$$Y_р(\delta) = Y_{р\,бал} + Y_{р\,ин}\,. \qquad (7.73)$$

Первая составляющая – $Y_{р\,бал}$, ее называют балансировочной, необходима для уравновешивания ракеты по траектории. Поскольку равнодействующая аэродинамических сил $Y(\alpha)$ приложена в центре давления ракеты $x_д$ на расстоянии $(x_д - x_м)$ от центра масс, то без органов управления ракета оказывается неуравновешенной. Составляющая $Y_{р\,бал}$, создавая момент $M_{р\,бал}$, равный $M_z(\alpha)$, но противоположный ему по знаку, уравновешивает (балансирует) ракету:

$$M_{р\,бал} = -M_z(\alpha)\,. \qquad (7.74)$$

Причем это условие соблюдается как в переходном процессе при изменении угла атаки от $\alpha_о$ до $\alpha_{кин}$, так и в установившемся режиме.

Вторая составляющая силы управления – $Y_{р\,ин}$ необходима для преодоления инерции ракеты при создании собственно управляющего момента вокруг центра масс $M_{р\,ин}$. Поскольку этот момент связан с изменением угла тангажа по траектории лишь через инерционную массу ракеты во вращательном движении (т.е. через момент инерции), сила $Y_{р\,ин}$ получила наименование инерционной составляющей силы управления. Таким образом, управляющий момент, так же как и сила управления, состоит из двух частей:

$$M_р = M_{р\,бал} + M_{р\,ин}\,. \qquad (7.75)$$

Используем выражение (6.185) для инерционной составляющей момента, создаваемого рулями:

$$M_{р\,ин} = \alpha_{уст}\cdot\omega_{ст}^2\cdot I_z\,. \qquad (7.76)$$

Отсюда

$$Y_{р\,ин} = \frac{\alpha^о_{уст}}{57{,}3}\cdot\frac{\omega^2_{ст}\cdot I_z}{(\bar{x}_м - \bar{x}_р)\cdot L}\,, \qquad (7.77)$$

где $\omega_{ст}$ определяется через требуемое время реакции ЗУР с системой стабилизации $\tau_{\bar{x}}$ по графикам, приведенным на рис. 6.15, а $L = l_{корп}$.

Типовой закон изменения инерционной составляющей по времени переходного процесса приведен на рис. 7.22.

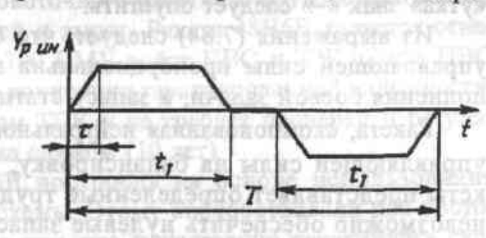


Рис. 7.22. Типовой закон управляющего воздействия на ракету

Установившееся значение угла атаки $\alpha_{уст}$ определяется через требуемую перегрузку решением уравнений моментов и сил для установившегося режима:

$$n_y\,m\,g = Y(\alpha) + Y_{р\,бал}\,, \qquad (7.78)$$

$$M_z(\alpha) = -M_{\text{р бал}}\,. \tag{7.79}$$

Значения моментов, входящих в уравнение (7.79), могут быть определены из выражений:

$$M_z(\alpha) = Y(\alpha)\,(\bar{x}_{\text{м}} - \bar{x}_{\text{д}})\,L\,; \tag{7.80}$$

$$M_{\text{р бал}} = Y_{\text{р бал}}\,(\bar{x}_{\text{м}} - \bar{x}_{\text{р}})\,L\,. \tag{7.81}$$

Из (7.79) и (7.80) получаем

$$M_{\text{р бал}} = -\,Y(\alpha)\,(\bar{x}_{\text{м}} - \bar{x}_{\text{д}})\,L\,; \tag{7.82}$$

отсюда, учитывая (7.81), имеем

$$Y_{\text{р бал}} = -\,Y(\alpha)\,\frac{\bar{x}_{\text{м}} - \bar{x}_{\text{д}}}{\bar{x}_{\text{м}} - \bar{x}_{\text{р}}}\,. \tag{7.83}$$

После несложных преобразований, используя (7.78), получим выражение для определения балансировочной составляющей силы управления:

$$Y_{\text{р бал}} = -\,n_y\,m\,g\,\frac{\bar{x}_{\text{м}} - \bar{x}_{\text{д}}}{\bar{x}_{\text{д}} - \bar{x}_{\text{р}}}\,. \tag{7.84}$$

Знак «–» в (7.84) определен нормальной схемой ракеты, для схемы «утка» знак «–» следует опустить.

Из выражения (7.84) следует, что балансировочная составляющая управляющей силы пропорциональна перегрузке, потребной для выполнения боевой задачи, и запасу статической устойчивости.

Ракета, скомпонованная нейтральной ($\bar{x}_{\text{д}} = \bar{x}_{\text{м}}$), не требует расхода управляющей силы на балансировку. Однако компоновка такой ракеты представляет определенные трудности, поскольку практически невозможно обеспечить нулевые запасы устойчивости на всех режимах полета ракеты. Изменение углов атаки, числа М, а также центровки по мере выгорания топлива – все эти факторы приводят к тому, что в общем случае балансировочная составляющая управляющей силы не равна нулю. Кроме того, не следует забывать об интерференции сил, возникающих на управляющих органах, с остальными силами, действующими на ракету. И тем не менее при компоновке ракеты всегда необходимо стремиться за счет использования стабилизирующих и дестабилизирующих поверхностей, а может быть, даже за счет изменяемой в полете геометрии получать минимальное отклонение центра давления ракеты (без управляющих органов) от ее центра масс, особенно на режимах полета, требующих от ракеты больших поперечных перегрузок.

7.2.5. Примеры компоновочных решений ЗУР

Компоновка ЗУР, как и любого ЛА, – это обобщенная характеристика ракеты, образ, отражающий опыт коллектива, оригинальные находки главного конструктора, уровень технического прогресса фирмы. Предыдущий анализ убеждает в том, что компоновочные решения не описываются конкретными алгоритмами, достигаются преимущественно неформальными методами, отражают творчество проектантов. Вместе с тем компоновочное решение не следует рассматривать лишь в качестве обобщенного признака индивидуальной ракеты, это одновременно обобщенный признак поколения ракет данного типа, так как компоновка не столько определяет взаимное расположение блоков и агрегатов ракеты, сколько является отражением того, какие функции может выполнить ракета и в каких объемах и массах «материализуются» эти функции. Ниже излагаются достаточно характерные примеры компоновочных решений, отражающие облик современных и перспективных ЗУР.

Главной особенностью этих ракет является умеренная стоимость при более высоких боевых и летно-баллистических характеристиках по сравнению с характеристиками ракет предыдущего поколения.

ЗУР большой дальности 48Н6Е. Ракета российской разработки. Предназначена для поражения самолетов, вертолетов, крылатых и баллистических ракет, а также высокоточного ракетного оружия противника в широком диапазоне дальностей и высот. Ракета 48Н6Е является огневым средством ЗРК системы С-300 ПМУ войск ПВО и ЗРК «Риф» ПВО флота. Ракета создана на основе концепции гарантированной надежности, эксплуатируется в герметическом ТПК и не требует проверки и регулировки на протяжении всего срока службы (10 лет).

Компоновка ракеты 48Н6Е построена на основе использования бескрылой аэродинамической схемы. Этому способствовали два обстоятельства. Первое заключается в том, что существенно увеличились скорость и высота полета современных целей, в результате чего сократилось время их пребывания в зоне поражения, а второе обстоятельство связано с прикрытием этих целей в боевой обстановке интенсивными помехами, что приводит к позднему их обнаружению радиолокационными станциями. Это положение усугубляется еще и тем, что в конструкции многих

целей используется технология «Стелс» – технология малой радиолокационной заметности. Поэтому ЗРК и ракеты прошлого поколения не могут эффективно бороться с подобными целями.

В этой связи к перспективным ракетам типа 48Н6Е, «Пэтриот» (США) были предъявлены высокие требования по средней и путевой скорости полета, чтобы обеспечить необходимую зону поражения современных целей. С аэродинамической точки зрения высокая скорость полета оказалась достаточной для обеспечения необходимых располагаемых перегрузок ракеты за счет сил, создаваемых в основном только корпусом ракеты. Такая компоновка ракеты оказалась выгодной не только с конструктивной точки зрения, но и по технологии ее изготовления и экономическим затратам. Помимо этих соображений, бескрылая аэродинамическая схема определяется и условиями эксплуатации ракеты в транспортно-пусковом контейнере, так как позволяет за счет сложения рулей-элеронов реализовать относительно небольшие поперечные размеры и тем самым разместить увеличенный боекомплект ракет на пусковой установке.

Ракета наводится на цель комбинированным методом – телеуправление на большей части траектории полета и самонаведение на завершающем участке, осуществляющееся через наземную РЛС, что дает возможность вести эффективную борьбу с целями в условиях интенсивных помех.

ЗУР 48Н6Е может работать как в режиме получения целеуказания от РЛС системы ПВО, так и в автономном ЗРК. В последнем случае в состав комплекса включается РЛС кругового обзора, поднимающаяся на высоту несколько десятков метров на специальной штанге, что обеспечивает обнаружение низколетящих целей. Время развертывания и свертывания системы 5 мин; темп стрельбы 0,2 с. ЗРК может одновременно обстреливать 6 целей 12 ракетами. Дальность поражения целей – от 3–5 км до 150 км; высота поражения – от 10 м до 27 км.

Ракета стартует вертикально из ТПК с помощью катапульты и после запуска двигателя склоняется газовыми рулями-элеронами в любом требуемом направлении в зависимости от положения цели. Наведение ракеты на цель по комбинированному способу: радиокомандное теленаведение на маршевом участке и полуактивное радиолокационное самонаведение (через команды наземной РЛС) на конечном участке полета (РК+ПАРГС).

Компоновка ракеты 48Н6Е представлена на рис. 7.23.

По технологическим соображениям корпус ракеты разделен на четыре отсека. Отсек № 1 (*11*) представляет собой радиопрозрачный обтекатель, выполненный из кварцевого стекла НИАСИТ. В отсеке расположена гиростабилизированная антенна бортового радиопеленгатора *1*, в цент-

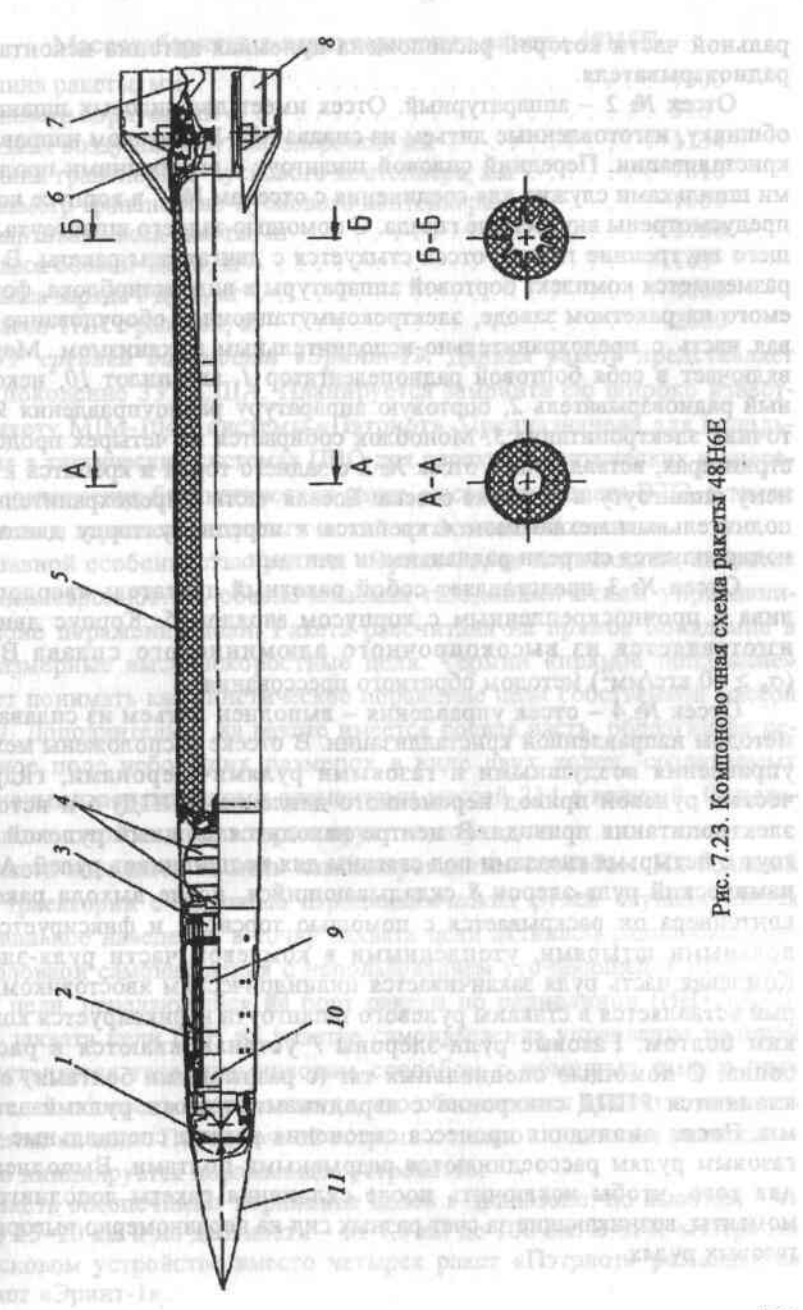


Рис. 7.23. Компоновочная схема ракеты 48Н6Е

ральной части которой расположена приемная антенна неконтактного радиовзрывателя.

Отсек № 2 – аппаратурный. Отсек имеет два силовых шпангоута и обшивку, изготовленные литьем из сплава МЛ-10 методом направленной кристализации. Передний силовой шпангоут с внутренними продольными шпильками служит для соединения с отсеком № 1, в корпусе которого предусмотрены внутренние гнезда. С помощью заднего шпангоута, имеющего внутренние гнезда, отсек стыкуется с двигателем ракеты. В отсеке размещается комплект бортовой аппаратуры в виде моноблока, формируемого на ракетном заводе, электрокоммутационное оборудование и боевая часть с предохранительно-исполнительным механизмом. Моноблок включает в себя бортовой радиопеленгатор *1*, автопилот *10*, неконтактный радиовзрыватель *2*, бортовую аппаратуру радиоуправления *9* и источник электропитания *3*. Моноблок собирается на четырех продольных стрингерах, вставляется в отсек № 2 с заднего торца и крепится к переднему шпангоуту и обшивке отсека. Боевая часть с предохранительно-исполнительным механизмом *4* крепится к переднему торцу двигателя и подкрепляется спереди радиальными винтами.

Отсек № 3 представляет собой ракетный двигатель твердого топлива с прочноскрепленным с корпусом зарядом *5*. Корпус двигателя изготовляется из высокопрочного алюминиевого сплава В-96Ц3 ($\sigma_в \geq 60$ кгс/мм^2) методом обратного прессования.

Отсек № 4 – отсек управления – выполнен литьем из сплава МЛ-5 методом направленной кристаллизации. В отсеке расположены механизм управления воздушными и газовыми рулями-элеронами, гидравлический рулевой привод переменного давления (РППД) *6* и источники электропитания привода. В центре находится мощный рулевой шпангоут с четырьмя гнездами под стаканы для подшипников рулей. Аэродинамический руль-элерон *8* складывающийся, после выхода ракеты из контейнера он раскрывается с помощью торсиона и фиксируется продольными штырями, утопленными в комлевой части руля-элерона. Комлевая часть руля заканчивается цилиндрическим хвостовиком, который вставляется в стаканы рулевого шпангоута и фиксируется коническим болтом. Газовые рули-элероны *7* устанавливаются в раструбе сопла. С помощью специальных тяг (с разрывными болтами) они отклоняются РППД синхронно с аэродинамическими рулями-элеронами. После окончания процесса склонения ракеты специальные тяги к газовым рулям рассоединяются разрывными болтами. Выполнено это для того, чтобы исключить после склонения ракеты дополнительные моменты, возникающие за счет разных сил на неравномерно выгорающих газовых рулях.

Массогабаритные характеристики ракеты 48Н6Е

Длина ракеты, мм	7500
Диаметр корпуса, мм	515
Размах воздушных рулей–элеронов, мм	1134
Длина транспортно-пускового контейнера, мм	7810
Диаметр транспортно-пускового контейнера, мм	1000
Стартовая масса ракеты, кг	1780
Масса боевой части, кг	143
Масса заряда РДТТ, кг	1050
Масса ТПК с ракетой, кг	2600

ЗУР средней дальности «Эринт-1». Данная ракета представляет новое поколение ЗУР США. Планируется заменить ею широко известную ракету MIM-104A системы «Пэтриот». Предназначена для использования в тактических системах ПВО для перехвата тактических и оперативно-тактических баллистических ракет, массовых средств ВТО, а также самолетов и вертолетов стратегической и тактической авиации.

Главной особенностью ракеты «Эринт-1», ее концепцией, является «сверхманевренность», обеспечиваемая газодинамическим управлением в зоне поражения цели. Ракета рассчитана на прямое попадание в малоразмерные высокоскоростные цели. Термин «прямое попадание» следует понимать как кинетическое поражение цели собственной массой ракеты. Дополнительно на ракете имеется боевая часть, образующая осколочное поле небольших размеров в виде двух колец, создаваемых стержневыми поражающими элементами массой 214 г каждый. Попадание такого стержня в цель гарантирует ее поражение.

Ракета наводится на цель комбинированным способом. На большей части траектории с помощью аэродинамических рулей осуществляется инерциальное наведение в точку захвата цели активной радиолокационной головкой самонаведения с использованием уточняющейся информации о цели, передающейся на борт ракеты по радиолинии (ИН+АРГС). После захвата цели ГСН на участке самонаведения управление полетом осуществляется газодинамическим способом с помощью импульсных двигателей поперечного управления, что обеспечивает высокую точность наведения на цель. Перед точкой встречи с целью по данным радиодальномера инициируется поражающее устройство.

Ракета обеспечивает поражение целей в диапазоне: по высотам – от 5 м до 15–20 км и по дальности – от 1,5 км до 100 км. В ЗРК «Пэтриот» на пусковом устройстве вместо четырех ракет «Пэтриот» размещается 16 ракет «Эринт-1».

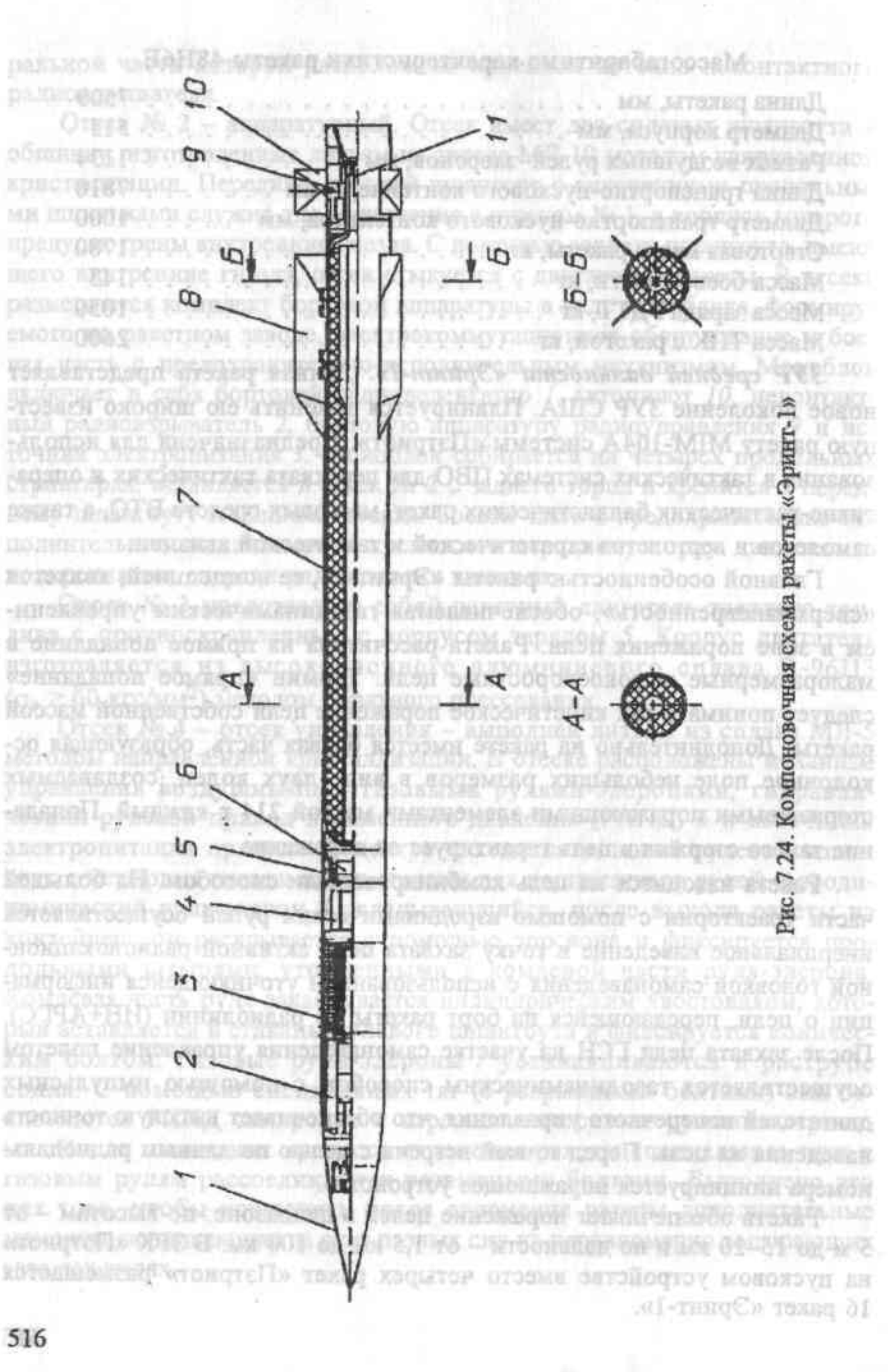


Рис. 7.24. Компоновочная схема ракеты «Эринт-1»

Компоновка ракеты «Эринт-1» представлена на рис. 7.24. По конструктивно-технологическим соображениям ракета разделена на семь отсеков.

Отсек № 1 представляет собой остроконечный параболический обтекатель *1*, который сбрасывается перед захватом цели активной радиолокационной головкой самонаведения.

Отсек № 2 – корпус для размещения активной головки самонаведения *2*. Передняя часть корпуса коническая, задняя – цилиндрическая. Антенная часть головки прикрыта радиопрозрачным обтекателем. Активная радиолокационная головка самонаведения (АРГС) ракеты работает в миллиметровом диапазоне волн по активной доплеровской схеме; имеет коническое поле зрения с углом 45°; масса головки 27,3 кг, длина 1040 мм.

Отсек № 3 – импульсная двигательная установка *3*, выполненная в виде кассеты-корпуса, объединяющая 180 единичных импульсных двигателей (микро-РДТТ), расположенных в 18 рядов по 10 двигателей в каждом ряду. Импульсная двигательная установка обеспечивает управление полетом ракеты на конечном участке по тангажу и курсу. Включение единичных импульсных двигателей осуществляется специальным электронным реле, которое изготовлено в виде печатной платы, смонтированной на заднем торце двигательной установки по сигналу, вырабатываемому в процессоре системы управления на основе информации от АРГС.

В целях снижения массы корпус единичного двигателя изготовлен из графитоэпоксидного материала и выполнен методом намотки на тонкостенную внутренюю обечайку из алюминиевого сплава.

Характеристики импульсной двигательной установки

Суммарный импульс тяги единичного двигателя, Н·с	49,19
Максимальная тяга единичного двигателя, Н	3237
Максимальное время работы единичного двигателя, мс	23,3
Длина импульсной двигательной установки, мм	355,6
Масса импульсной двигательной установки, кг	26,1

Отсек № 4 – аппаратурный. В нем размещается малогабаритный инерциальный блок *4* (объем 2100 см^3, масса 2,7 кг) и процессор системы управления (объем 1219 см^3, масса 1,6 кг, память 272 Кбайт, производительность 1,9 млн оп./с).

Отсек № 5 – поражающее устройство, включающее в себя: графитоэпоксидный корпус, покрытый алюминиевой обечайкой, боевую часть и предохранительно-исполнительный механизм. Боевая часть содержит двадцать четыре поражающих элемента *5* из вольфрама, массой по 214 г каждый, и заряд взрывчатого вещества *6*. При инициировании заряда взрывчатого вещества поражающие элементы разлетаются с низкими ско-

ростями, формируя концентрические кольца с ракетой в центре. Эти кольца как бы увеличивают эффективный диаметр ракеты, так что цель сталкивается либо с ракетой, либо с поражающими элементами. Длина поражающего устройства 127 мм, масса 11,1 кг.

Отсек № 6 – маршевый двигатель твердого топлива *7*. Корпус двигателя изготовляется из графитоэпоксидного материала, имеет высокое массовое совершенство ($\alpha_{дв} = m_{корп} / m_т = 0,203$).

Характеристики двигателя

Диаметр, мм	255
Длина, мм	2877
Масса с топливом, кг	197,3
Масса топлива, кг	164

На заднем торце корпуса двигателя расположены крылья малого удлинения *8* и вслед за ними (в следующем отсеке) аэродинамические рули *10*. В устье сопла двигателя устанавливается система запуска двигателя *11* (воспламенитель и пиропатроны).

Отсек № 7 – отсек аэродинамического управления. Система аэродинамического управления состоит из четырех аэродинамических рулей *10*, четырех электромеханических приводов *9*, электронного блока и электробатарей. Система обеспечивает управление по тангажу, рысканию и крену в течение полета после старта и управление по крену в процессе самонаведения ракеты на цель.

Массогабаритные характеристики ракеты «Эринт-1»

Длина ракеты, мм	4635
Диаметр, мм	255
Стартовая масса, кг	304*
Масса после выгорания топлива, кг	140

ЗУР средней дальности «Астер». Двухступенчатая ракета франко-итальянской разработки, принадлежит к новому поколению ЗУР. Предназначена для борьбы с широким классом ВТО, включая тактические, оперативно-тактические баллистические и противокорабельные ракеты, а также вертолеты и самолеты стратегической и тактической авиации.

Разгон ракеты и ее склонение на заданное направление осуществляются ускорителем, оснащенным поворотными соплами. Маршевый полет с увеличением скорости поддерживает РДТТ второй ступени. Наведение ракеты на цель примерно по той же схеме, что и для ЗУР «Эринт-1» (ИК+АРГС). Важной особенностью ракеты «Астер» является применение

* Ракета «Эринт-1» по результатам летных испытаний постоянно совершенствуется, и масса ракеты претерпевает некоторые изменения.

двигателя поперечного управления с четырьмя щелевыми соплами в крыльях ракеты. Сопла перекрываются поворотными заслонками, регулируя тягу двигателя пропорционально команде управления. Двигатель расположен вблизи центра масс ракеты, запускается за 1–1,5 с до точки встречи с целью, практически безынерционно (за 0,02–0,03 с) выходит на требуемый уровень тяги и непосредственно перемещает ракету в сторону цели. Это не только обеспечивает высокую точность наведения (среднеквадратический промах менее 1 м), но и позволяет снизить массу боевой части и, соответственно, стартовую массу ракеты.

Компоновочная схема ракеты показана на рис. 7.25. Приведем необходимые пояснения этой схемы.

Отсек № 1 – радиопрозрачный обтекатель *1*; в нем расположена гиростабилизированная антенна активной головки самонаведения *2* сантиметрового диапазона.

Отсек № 2 – аппаратурный отсек *18*; в нем смонтирована бортовая аппаратура ракеты: электронная часть головки самонаведения *2* массой порядка 18 кг, инерциальная система управления с бортовой цифровой вычислительной машиной и неконтактным взрывателем *3*, приемоответчиком *17*, источниками электропитания *4*. В этом же отсеке расположена осколочно-фугасная боевая часть *5* с предохранительно-исполнительным механизмом. Корпус отсека выполнен из алюминиевого сплава.

Отсек № 3 представляет собой двигатель поперечного управления *16* с четырьмя щелевыми соплами *6*. Двигатель развивает тягу порядка 800–850 кг в любом направлении, что создает «безынерционно» боковую перегрузку ракеты порядка 12 единиц независимо от высоты полета.

Отсек № 4 – разгонно-маршевый двигатель твердого топлива *15*. На его внешней поверхности крепятся крылья малого удлинения *7* с щелевыми соплами *6*, далее непосредственно за крыльями в отсеке *14* установлены аэродинамические рули-элероны *8*. Запас топлива на второй ступени выбран с учетом того, чтобы после его выгорания центр масс ракеты оказался в сечении сопел двигателя поперечного управления. Заметим, что этому условию наилучшим образом отвечает двухступенчатая схема ракеты.

Отсек № 5 – отсек управления аэродинамическими рулями-элеронами *8*. В нем вокруг соплового блока разгонного двигателя компонуются четыре рулевых привода. С внешней стороны отсека расположены четыре руля-элерона *8*. Отсек выполнен из алюминиевого сплава

Отсеки № 6–8 – первая ступень (ускоритель) ракеты. Переходный отсек № 6 служит для стыковки ускорителя со второй ступенью.

Отсек № 7 – ускоритель *13*, представляющий собой двигатель твердого топлива *9* с поворотными соплами. На корпусе ускорителя крепятся четыре крыла *10*. В хвостовом отсеке № 8 вокруг газовода *12* расположены четыре электромеханических привода *11*.

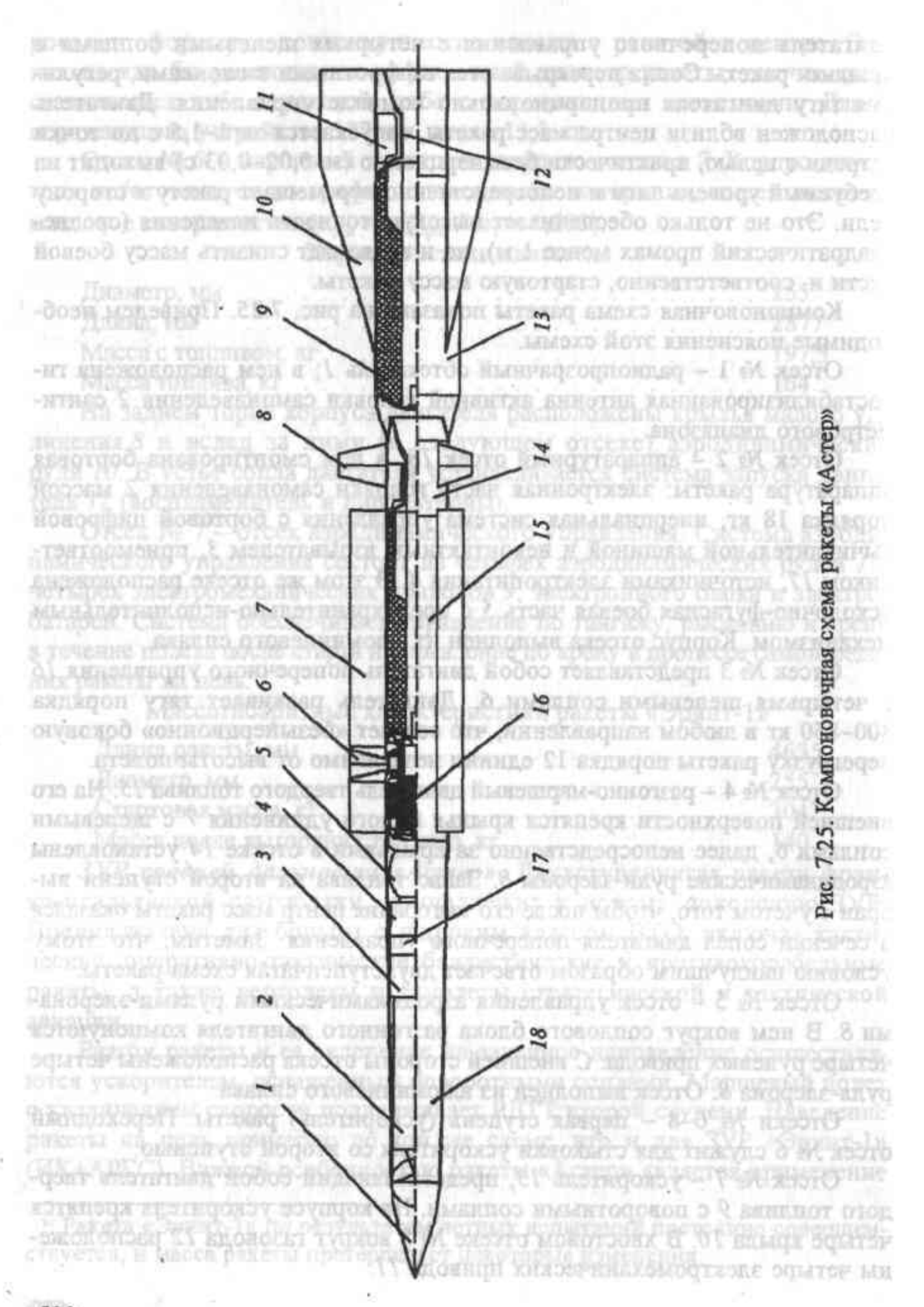


Рис. 7.25 Компоновочная схема ракеты «Астер»

Судя по опубликованным данным, ракета «Астер» имеет следующие характеристики:

Дальность поражения целей, км	3,0–100;
Высота поражения целей, км	0,005–27;
Вероятность поражения целей	не ниже 0,8–0,9;
Стартовая масса 1-й ступени, кг	400;
Стартовая масса 2-й ступени, кг	100;
Масса боевой части, кг	18–20.

ЗУР малой дальности 9М330. Одноступенчатая твердотопливная ракета 9М330 с радиокомандной оптической (телевизир) системой наведения (РК+TV) выполнена по схеме «утка», снабжена складывающимися крыльями и оперением (рис. 7.26). Старт ракеты производится вертикально из ТПК при помощи катапульты. При подъеме ракеты примерно на 20 м с помощью газоструйного устройства, совмещенного с аэродинамическими рулями, ракета склоняется на боевой курс, после чего включается маршевый двигатель.

Ракета применяется в ЗРК «Тор» и «Клинок» для защиты сухопутных войск и кораблей ВМФ от налетов массовых средств воздушного нападения. Основными целями этих ЗРК являются самолеты, вертолеты, стратегические крылатые ракеты, низколетящие противокорабельные и противорадиолокационные ракеты, управляемые авиационные бомбы, а также надводные малотоннажные корабли. Дальность поражения целей – от 1,0–1,5 км до 12 км, высота поражения – от 10 м до 6 км.

Ракета 9М330 обладает высоким уровнем располагаемых перегрузок до 30 ед. в бóльшей части зоны поражения, благодаря чему обеспечивается высокая точность телеуправления при наведении ракеты на цель и высокая вероятность ее поражения.

Ракета состоит из двух обособленных частей: носовой и кормовой. В носовой части размещено все бортовое оборудование и боевое снаряжение, в кормовой части – ракетный двигатель твердого тóплива и крыльевой, вращающийся на подшипнике, блок.

Корпус ракеты состоит из пяти отсеков. Отсек № 1 (*17*) представляет собой радиопрозрачный обтекатель, изготовляемый из материала АГ-4В. В отсеке размещается передающая антенна передатчика радиовзрывателя *1*, который крепится к переднему шпангоуту отсека № 2.

Отсек № 2 (*16*) – отсек управления – состоит из двух свариваемых частей, выполненных из сплава АМГ-6. В передней части отсека устанавливаются рули *15* и блок из четырех рулевых машин *2*, смонтированных на единой плате. На этой же плате монтируется система газораспределения *3* для питания рулевых машин горячим газом. Плата с рулевыми машинами и системой газораспределения как единый агрегат крепится к переднему торцу рулевого шпангоута, после чего производится сварка

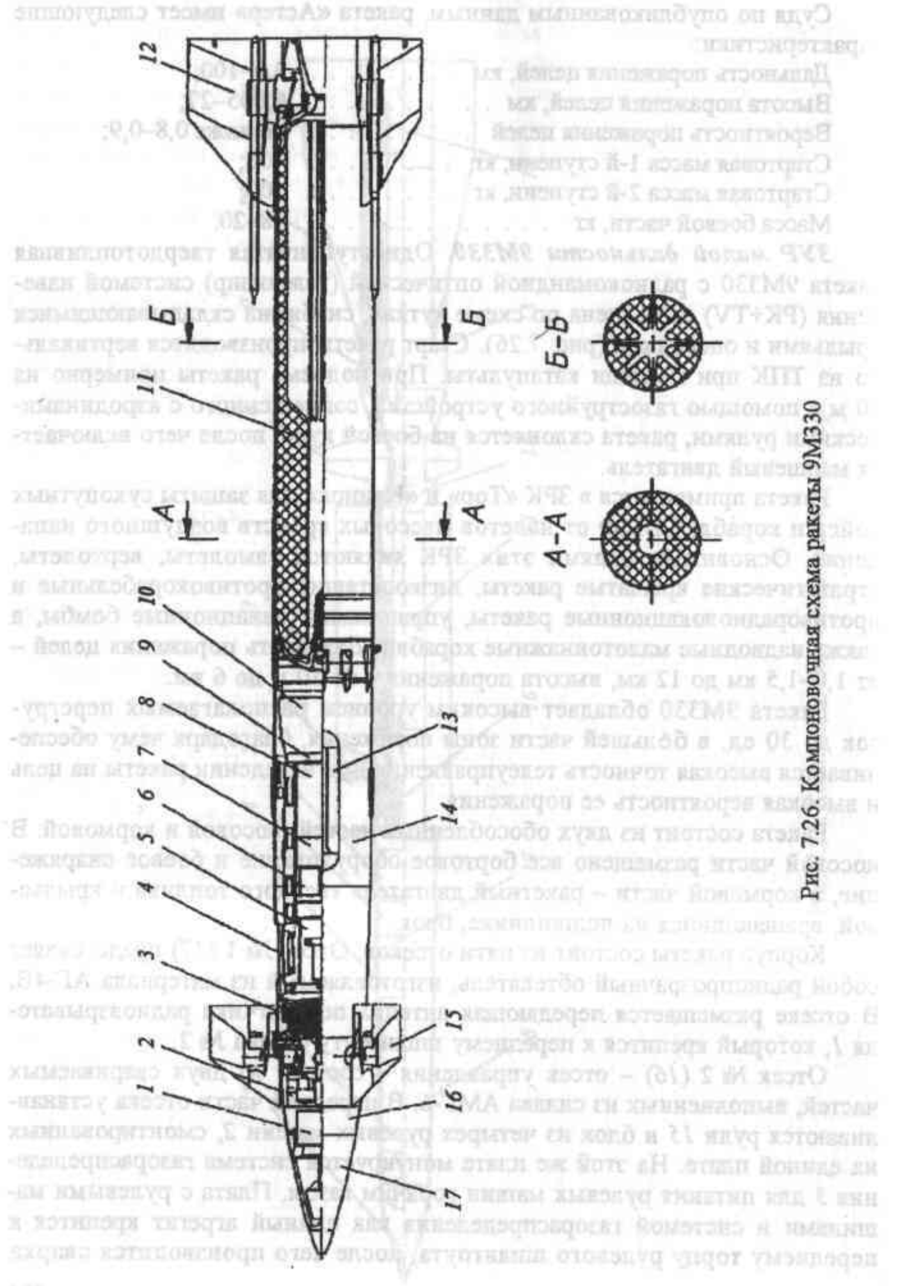


Рис. 7.26. Компоновочная схема ракеты 9М330

передней части отсека с рулевым шпангоутом. На заднем торце рулевого шпангоута устанавливается блок источников горячего газа (см. рис. 7.9), состоящий из газогенератора питания рулевых машин и газогенератора газоструйной системы склонения. Со смежным отсеком *14* отсек № 2 соединяется фланцевым стыком винтами, расположенными под углом к образующей конуса.

Отсек № 3 – аппаратурный, служит для размещения бортовой аппаратуры, электрокоммутационного оборудования и БЧ с предохранительно-исполнительным механизмом. Корпус отсека имеет тонкостенную обечайку, выполненную из материала АМГ-6 методом раскатки. В передней части отсека расположен бортовой электроразъем *4*. Функционально и конструктивно самостоятельные блоки бортовой аппаратуры (автопилот *6*, приемник неконтактного взрывателя *7*, блок радиоуправления *8*, источники электропитания *5*) механически связаны между собой четырьмя продольными элементами – стрингерами, образуя моноблок. При такой компоновке аппаратуры электрические связи между блоками имеют минимальную протяженность. Моноблок аппаратуры устанавливается в корпус отсека с заднего торца, крепится к обечайке отсека радиальными винтами.

По бортам отсека № 3, справа и слева, установлены приемные антенны радиовзрывателя *13*; сверху и снизу расположены приемопередающие антенны блока радиоуправления. За моноблоком устанавливается осколочно-фугасная боевая часть *10*, на переднем торце которой, в нише, расположен предохранительно-исполнительный механизм *9*. Стыковка отсека *14* с двигателем *11* производится осевыми шпильками по внешним бобышкам.

Отсек № 4 – однокамерный двухрежимный двигатель твердого топлива, имеющий в среднем четырехкратный перепад тяг на стартовом и маршевом режимах работы. Двигатель изготовлен из высокопрочной стали типа КВН с $\sigma_в \approx 190$ кгс/мм^2 и представляет собой тонкостенную конструкцию, состоящую из раскатанной обечайки, штампованных крышки и днища и единого соплового блока. Заднее днище двигателя имеет цилиндрическую посадочную поверхность, на которой устанавливается внутреннее кольцо подшипника отсека № 5, и резьбовую часть с гайкой для крепления подшипника.

Отсек № 5 представляет собой крыльевой блок, состоящий из четырех консолей крыльев, силового шпангоута и обечайки из листового дюралюминия. Консоли крыльев *12* складываются для обеспечения минимальных поперечных размеров контейнера. При выходе из контейнера, в момент запуска двигателя, они раскрываются с помощью торсионов, заключенных в цилиндрические кожухи, выступающие за переднюю кромку крыльев.

Массогабаритные характеристики ракеты 9М330

Стартовая масса, кг	165
Масса моноблока бортовой аппаратуры, кг	12,5
Масса боевой части с ПИМ, кг	15
Длина ракеты, мм	2880
Диаметр корпуса, мм	230
Размах крыльев, мм	550

ЗУР малой дальности 57ЭС. Применяется в зенитном ракетно-артиллерийском комплексе ближнего действия «Панцирь-С1» для борьбы с ВТО, вертолетами и тактической авиацией, наносящими удар по средствам и живой силе сухопутных войск и кораблям ВМФ. Ракета выполнена по бикалиберной тандемной схеме с отделяемым стартовым двигателем. Основным достоинством этой компоновки является возможность с помощью ускорителя за короткое время (~ 3 с) разогнать ракету до гиперзвуковых скоростей полета порядка 1100 м/с и более. Отделяемая вторая ступень выполнена по аэродинамической схеме «утка» с большим удлинением и вдвое меньшим диаметром, что дает возможность сохранять высокую путевую скорость полета, иметь постоянную центровку, упрощенный автопилот, приемоответчик. На ракете применена оригинальная конструкция рулевых приводов, действие которых основано на использовании в полете скоростного напора. Малый калибр второй (маршевой) ступени в сочетании с большим удлинением корпуса ($\lambda > 20$) обеспечивает минимальное аэродинамическое сопротивление, что позволяет получить большую дальность пассивного полета.

По своим боевым свойствам и принципам построения комплекс «Панцирь-С1» относится к новому поколению зенитных ракетных систем. Для теленаведения ракеты на цель используется двухдиапазонная радиолокационная станция, работающая в сантиметровом и миллиметровом диапазонах волн. Совместная обработка сигналов сантиметрового и миллиметрового диапазонов повышает точность наведения ракеты на цель. Дополнительно в комплексе «Панцирь-С1» предусмотрена оптико-электронная аппаратура, обеспечивающая исключительно высокую точность наведения на цель в инфракрасном и видимом диапазонах в условиях хорошей погоды (РК+ИК+TV).

На ракете 57ЭС используется стержневая боевая часть. Большое удлинение корпуса позволило создать стержневую боевую часть с большим радиусом сплошности стержневого кольца, что при малом промахе ракеты (1 м – при сопровождении цели телевизионно-оптическим каналом и порядка 2–3 м – при наведении радиолокационным каналом на низколетящую ПКР) обеспечивает практически прямое (кинетическое) поражение целей.

Представленная на рис. 7.27 типовая компоновка ракеты для зенитного ракетно-артиллерийского комплекса подобного класса дает представление о новом направлении создания недорогих скоростных малогабаритных ЗУР, оснащенных боевым снаряжением высокой эффективности.

Высокая средняя скорость полета обеспечивается путем разгона ракеты мощным ускорителем и сравнительно небольшим падением скорости на пассивном маршевом участке полета за счет малого лобового сопротивления. Условно вторую ступень ракеты можно разделить на шесть отсеков.

Отсек № 1 представляет собой радиопрозрачный обтекатель, внутри которого навесным монтажом собран радиолокационный неконтактный взрыватель, дополненный оптико-электронным (лазерным) взрывателем *1*.

Отсек № 2 – рулевой отсек. В нем снаружи установлены четыре аэродинамических руля *2*. Внутри отсека оси рулей сочленяются с электромеханическими приводами.

Отсек № 3 – аппаратурный отсек, внутри которого располагаются автопилот и источники электропитания *3*.

Отсек № 4 – отсек боевой части. В нем размещается стержневая боевая часть большого удлинения с предохранительно-исполнительным механизмом *4*. Благодаря укладке стержней вдоль корпуса ракеты, удается создать боевую часть большой массы в малом калибре корпуса.

Отсек № 5 образует крыльевой блок. Снаружи к нему крепятся четыре аэродинамических крыла *5*, с помощью которых обеспечивается необходимая статическая устойчивость ракеты.

Отсек № 6 – приборный, в нем размещается аппаратура радиолокационного и оптико-электронного визирования ракеты, а также приема команд управления с наземных средств ЗПРК *6*.

Вторая ступень ракеты комплектуется разгонным двигателем – ускорителем *9*.

Калибр ускорителя в два раза превышает калибр второй ступени ракеты, что и дает основание называть такую схему бикалиберной. Корпус ускорителя *9* изготовляется из композиционного материала с вклеенным внутрь защитно-крепящим слоем. Внутри корпуса методом заливки формируется щелевой заряд твердого топлива, прочно скрепленный с корпусом двигателя *7*. Увеличенный калибр ускорителя позволяет разместить достаточное количество топлива при уменьшенной общей длине ракеты. Вокруг газоводной трубы устанавливаются стабилизаторы *8*, обеспечивающие устойчивость ракеты на стартовом участке полета.

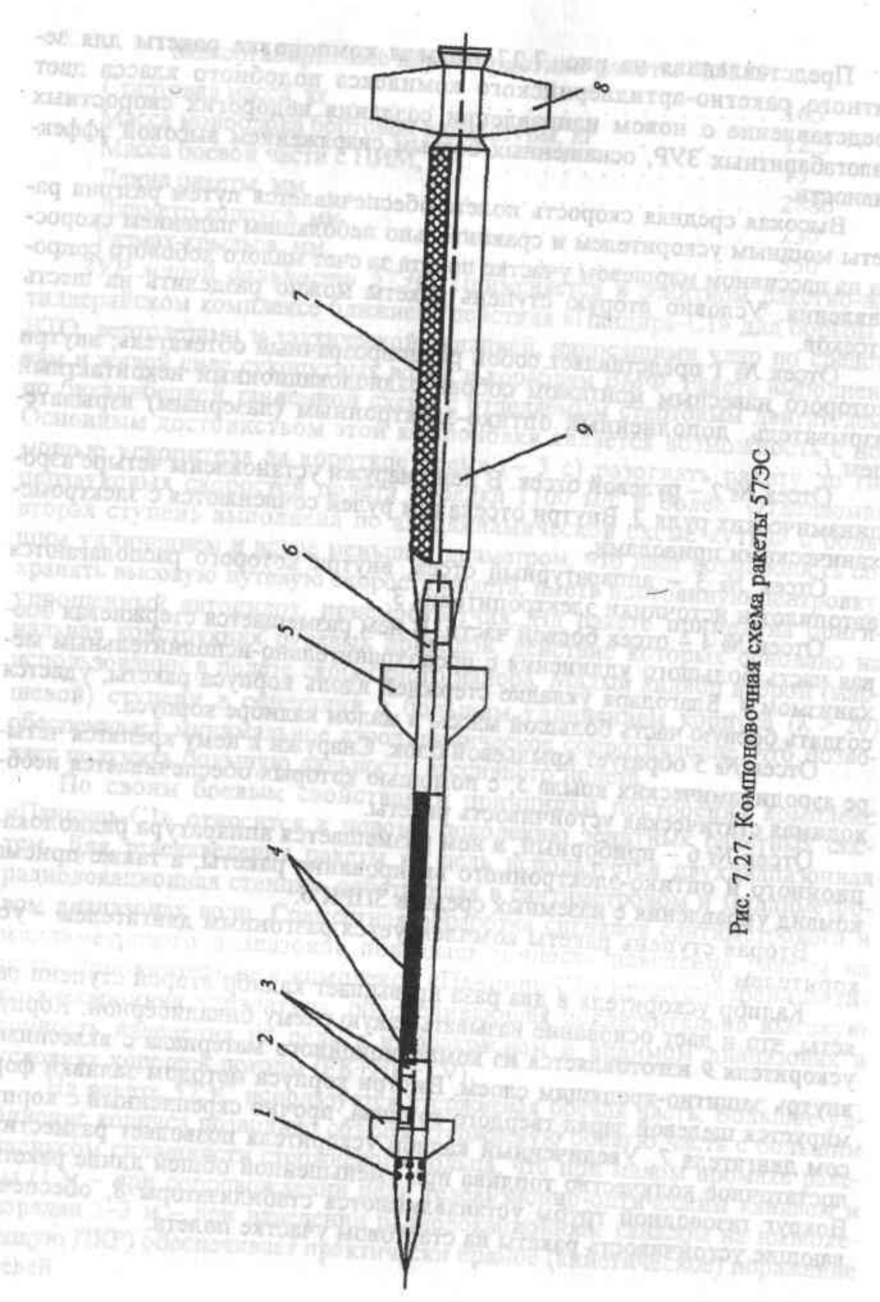


Рис. 7.27. Компоновочная схема ракеты 57ЭС

Некоторые характеристики комплекса «Панцирь-С1»:

дальность поражения цели, км – от 1 до 12;

высота поражения цели, км – от 0,005 до 6.

При применении пушечного вооружения (две автоматические пушки 2А72 калибра 30 мм):

дальность поражения цели, км – до 4;

высота поражения цели, км – до 3;

боекомплект на одной боевой машине – 12 ракет плюс 750 снарядов для пушек.

7.3. БАЛЛИСТИЧЕСКОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ ЗУР

7.3.1. Содержание задачи

Целью баллистического проектирования является *уточнение* предварительно выбранных параметров ракеты. Это уточнение достигается на основе расчета профиля скоростей $V(t)$, программы работы двигателя $m_c(t)$ и относительной массы топлива $\mu_т$, удовлетворяющих заданным граничным условиям полета и некоторым дополнительным ограничениям. Предварительный выбор параметров, как следует из раздела 7.1, проводится в основном неформально, на основе опыта создания аналогичных изделий. Баллистическое проектирование – формализованная процедура, центром которой является баллистический расчет, выполняемый на основе принятой для решения данной задачи упрощенной математической модели ракеты (УМР).

Используемые при баллистическом проектировании упрощения математической модели ракеты дают возможность существенно уточнить предварительно выбранные параметры. Однако и эти результаты следует рассматривать как приближенное проектное решение. Далее облик и параметры ракеты неоднократно уточняются (по результатам компоновки ракеты, результатам математического моделирования с использованием полной математической модели управления ЗУР, на основе данных исследования отдельных систем, после конструкторской проработки и т.д.).

Итерационность процесса проектирования, постепенность уточнения проектных параметров не позволяют применять на этапе выбора облика ЗУР полные математические модели управления из-за их громоздкости и несоответствия по точности исходным данным. Более точные модели используют на более позднем этапе проектирования. Надо учесть и то, что каждая новая ракета содержит целый ряд нововведений, моделирование которых часто проводится в течение нескольких лет. Поэтому УМР, используемые при баллистическом проектировании, отражают, как правило, отработанные (надежные) функциональные связи. Возникающие

новые задачи должны сначала решаться специализированными подразделениями в процессе поверочных расчетов.

Типовые УМР включают в себя пять групп (блоков) уравнений:

– массогеометрические уравнения;
– математическую модель двигательной установки;
– блок аэродинамических характеристик;
– уравнения опорной траектории ракеты;
– уравнения движения ракеты.

Массогеометрические уравнения – это преимущественно статистические зависимости в относительной форме. Основные массогеометрические уравнения приведены в предыдущем разделе (п. 7.2.1, 7.2.2). При известных массе и объеме полезной нагрузки эти уравнения в итерационном режиме позволяют определять облик ракеты. Первоначальные массовые и геометрические параметры задают на основе опыта в виде некоторого опорного варианта. Без таких данных баллистический расчет невозможен. Вместе с тем параметры ракеты, по крайней мере часть из них, например стартовая масса, сами зависят от результатов баллистического проектирования. В этом одна из причин итеративности процесса общего проектирования ЗУР.

Математическая модель двигательной установки представляет собой совокупность функциональных связей и алгоритмов, позволяющую формировать программу работы двигателя, рассчитывать геометрические и массовые параметры твердотопливного заряда, определять удельный импульс тяги с учетом потерь в двигателе и по его значению определять тяговые и конструктивные характеристики двигательной установки. Все эти функциональные связи и алгоритмы подробно рассмотрены в главе 4.

Блок аэродинамических характеристик предназначен для расчета энергетики движения ракеты. В задачах баллистического проектирования обычно применяют полуэмпирические аэродинамические модели, основанные на обобщении результатов теоретических и экспериментальных исследований. Характер аэродинамической модели в значительной мере определяет трудоемкость всего баллистического проектирования. Это связано с тем, что в процессе баллистического проектирования расчеты траектории ракеты выполняют путем численного интегрирования. При этом на каждом шаге интегрирования вычисляются аэродинамические характеристики. Обычно число шагов должно быть не менее 100, а для нахождения траектории, удовлетворяющей заданным граничным условиям полета, требуется 5–10 расчетов. Если учесть, что на этом же этапе проектирования проводятся параметрические исследования, оптимизация параметров и сравнение вариантов облика ракеты, то ясно, что число обращений к программе аэродинамики должно измеряться тысячами. Отсюда вытекает необходимость применения предельно упрощенной методики аэродинамического расчета.

Содержание и методики аэродинамического расчета ЛА излагаются в курсе аэродинамики. Информация, необходимая для баллистического расчета ЗУР, подробно изложена в книге [54].

Уравнения опорной траектории служат для описания кинематики ракеты. Введение опорной траектории при баллистическом проектировании – это, с одной стороны, элемент упрощения в описании управляемого движения ракеты (при этом не учитываются динамика полета и метод наведения), а с другой – элемент оптимизации движения, позволяющий минимизировать массу ракеты при максимальной средней скорости. Практика показывает, что преимущества от оптимизации задачи перекрывают недостатки, связанные с упрощениями. Анализ рациональных опорных траекторий излагается в разделе 7.3.2.

Уравнения движения ЗУР являются ядром баллистического проектирования. Реальное пространственное движение ракеты описывается системой нелинейных дифференциальных уравнений с переменными коэффициентами. При баллистическом расчете целесообразно использовать упрощенные уравнения движения, рассматриваемые в разделе 7.3.3.

Схема баллистического расчета. Решение системы уравнений движения ракеты (баллистический расчет) проводится при заданных граничных условиях с учетом целого ряда ограничений. В качестве граничных условий обычно задают координаты начала и конца траектории ракеты; могут быть заданы и некоторые другие параметры, прямо или косвенно связанные с ТЗ на проектирование ракеты.

Ограничения могут быть связаны с массогабаритными и (или) летно-баллистическими характеристиками ракеты. Массогабаритные ограничения накладываются пусковой установкой и транспортно-пусковым контейнером. В числе летно-баллистических ограничений обычно принимают ограничения по средней скорости полета, конечной скорости, конечной располагаемой перегрузке, максимальной скорости разгона, углам атаки и отклонения рулей и др.

Средняя скорость ракеты определяет время перехвата цели: чем оно меньше, тем меньше требуемая дальность действия РЛС и, одновременно, выше вероятность повторных залпов. Характеристики скорости и располагаемой перегрузки в конце полета определяют точность и возможности поражения цели. Максимальная скорость разгона ограничивается чаще всего допустимой температурой аэродинамического нагрева. Ограничения углов α и δ задаются из соображений аэродинамики и управления полетом.

Каждая ракета предназначена для применения в широком диапазоне дальностей и высот полета. Приступая к баллистическому проектирова-

нию, надо прежде всего выбрать самый трудный случай, который называют расчетным. Обычно для расчетного случая имеет место наибольшее значение относительного запаса топлива $\mu_т$. Если заранее не очевидно, при каких условиях потребуется наибольшее количество топлива, то приходится задавать несколько расчетных случаев и определять $\mu_т$ для всех вариантов. Каждому расчетному случаю применения ЗУР соответствуют свои значения граничных условий полета.

Баллистический расчет выполняется методом итераций по следующей схеме:

1. Формируют комплект исходных данных, включающий в себя граничные условия, ограничения и опорный вариант ракеты.

2. Численно интегрируют уравнения движения для опорного варианта ракеты в соответствии с заданными начальными условиями. Интегрирование ведется до конца траектории или до нарушения одного из ограничений.

3. Если нарушения ограничений не было, проверяется граничное условие, накладываемое на профиль скорости в конце траектории. При выполнении этого условия баллистическое проектирование заканчивается. Выбранный опорный вариант ракеты является удовлетворительным с энергетической точки зрения.

4. Если граничное условие не выполняется или в процессе интегрирования нарушается одно из заданных дополнительных ограничений, необходимо скорректировать опорный вариант ракеты и вновь провести численное интегрирование и т.д. Коррекция опорного варианта ракеты для выполнения ограничений и граничных условий является творческим процессом и может осуществляться в общем случае путем изменения облика ракеты и (или) ее конструктивно-баллистических параметров (каких именно – зависит от цели коррекции). Некоторые рекомендации по этому вопросу приводятся в п. 7.4.

5. Проделав аналогичные вычисления для других расчетных случаев применения ЗУР и сравнив значения $\mu_т$, выбирают из них наибольшее. Это гарантирует достаточность запаса топлива во всей области применения ракеты.

7.3.2. Опорная траектория ракеты для баллистического проектирования

В настоящее время в практику проектирования зенитных ракет широко внедряются методы наведения на цель по оптимальным траекториям. Проведенные работы по ряду ракет показали, что оптимальный метод наведения должен реализовать выпуклую траекторию настильного типа (исключением могут являться траектории ЗУР малой дальности). Такая траектория должна компромиссно удовлетворять двум противоречивым

требованиям. С одной стороны, желательно, чтобы в зоне встречи с целью траектория полета была близка к баллистической, чтобы создать условия для обеспечения высокой точности наведения ракеты на цель. С другой стороны, как показывают расчеты, на большей части пути по оптимальной траектории потребные перегрузки могут достигать значительных величин, которые не реализуются при полете по баллистической траектории.

Оптимальная траектория должна предусматривать интенсивный набор высоты с тем, чтобы полет ракеты в основном совершался на больших высотах. При этом перегрузки ракеты должны распределяться по траектории таким образом, чтобы обеспечить минимум индуктивного сопротивления. Чисто баллистические траектории не являются оптимальными, поскольку при полете по такой траектории увеличивается длина пути, а спрямление траектории приводит к повышенным энергетическим потерям из-за аэродинамического сопротивления. Компромисс достигается при использовании траекторий настильного типа.

Расчетная настильная траектория располагается в вертикальной плоскости, содержащей точку старта и упрежденную точку встречи и строится в опорной системе координат, у которой ось OX направлена из точки старта в упрежденную точку встречи, ось OY ей перпендикулярна, а ось OZ – горизонтальна (рис. 7.28). Аналитическое описание траектории в декартовой системе координат представляет собой полином определенного вида как функцию дальности x. При баллистическом проектировании рассматривают несколько опорных траекторий. Обычно в их числе траектория, соответствующая максимальной дальности и максимальной высоте полета, и траектория, соответствующая максимальной дальности и минимальной высоте полета.

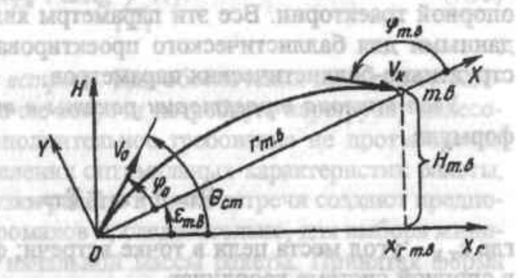


Рис. 7.28. Опорная траектория ЗУР

Рассмотрим основные свойства и параметры настильных траекторий при наведении ракеты в упрежденную точку встречи.

Аналитическое описание траектории. Настильная траектория движения ракеты в опорной системе координат имеет вид

$$\bar{y} = \bar{x} \sum_{i=1}^{n} A_i (1-\bar{x})^i + \frac{1}{2} k [\bar{x}(1-\bar{x})]^2, \qquad (7.85)$$

где $\bar{y} = y/r_{т.в}$, $\bar{x} = x/r_{т.в}$; x, y – координаты положения ракеты в выбранной системе координат; $r_{т.в}$ – дальность до упрежденной точки встречи (см. рис. 7.28); A_i, k – варьируемые коэффициенты; n – заданная степень ряда.

Отметим попутно, что траектория полета ракеты в земной системе координат определяется следующим выражением:

$$\begin{bmatrix} H \\ x_г \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\varepsilon_{т.в} & \sin\varepsilon_{т.в} \\ -\sin\varepsilon_{т.в} & \cos\varepsilon_{т.в} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} y \\ x \end{bmatrix}, \quad (7.86)$$

где $\varepsilon_{т.в}$ – угол места цели в точке встречи; H – высота полета цели; $x_г$ – горизонтальная дальность полета ракеты.

Траектория настильного типа в форме (7.85) отвечает граничным условиям: при $\bar{x} = 0$ она проходит через точку старта и при $\bar{x} = 1$ – через точку встречи ракеты с целью. Основными параметрами траектории являются: угол наклона траектории в точке встречи ракеты с целью, угол наклона траектории на момент старта, перегрузка ракеты в точке встречи (при прямолинейно летящей цели) и распределение перегрузки ракеты по опорной траектории. Все эти параметры являются основными исходными данными для баллистического проектирования ракеты и выбора ее конструктивно-баллистических параметров.

Угол наклона траектории ракеты в точке встречи вычисляется по формуле

$$\theta_{т.в} = \varepsilon_{т.в} + \varphi_{т.в}, \quad (7.87)$$

где $\varepsilon_{т.в}$ – угол места цели в точке встречи; $\varphi_{т.в}$ – угол наклона траектории в опорной системе координат.

Угол $\varepsilon_{т.в}$ определяется через известные координаты точки встречи $H_{т.в}$ и $x_{г\,т.в}$ (см. рис. 7.28):

$$\varepsilon_{т.в} = \mathrm{arctg}\,\frac{H_{т.в}}{x_{г\,т.в}}, \quad (7.88)$$

где $H_{т.в}$ – высота полета в точке встречи; $x_{г\,т.в}$ – горизонтальная дальность до цели на момент встречи.

Угол $\varphi_{т.в}$ в опорной системе координат определяется через производную $\bar{y}'$ в точке $\bar{x} = 1$

$$\varphi_{т.в} = \mathrm{arctg}\,\bar{y}'_{\bar{x}=1} = -\,\mathrm{arctg}\,A_1. \quad (7.89)$$

В результате имеем

$$\theta_{т.в} = \varepsilon_{т.в} - \mathrm{arctg}\,A_1, \quad (7.90)$$

т.е. угол наклона траектории ракеты в точке встречи определяется одним коэффициентом первого члена нормированного полинома (7.85). Это условие в дальнейшем используется для определения коэффициента A_1.

Заметим, что угол наклона вектора скорости ракеты по траектории относительно земной системы координат определяется выражением

$$\theta = \varepsilon_{т.в} + \mathrm{arctg}\,\bar{y}'(\bar{x}). \quad (7.91)$$

Угол наклона траектории ракеты в момент старта представляют в виде

$$\theta_{ст} = \varepsilon_{т.в} + \mathrm{arctg}\,\bar{y}'_{\bar{x}=0}. \quad (7.92)$$

Отсюда (см. (7.97) при $\bar{x} = 0$)

$$\theta_{ст} = \varepsilon_{т.в} + \mathrm{arctg}\sum_{i=1}^{n} A_i. \quad (7.93)$$

Перегрузка ракеты в точке встречи. Для обеспечения высокой точности наведения ракеты на цель в точке встречи потребную перегрузку целесообразно свести к нулю. Это дополнительное требование не противоречит общей постановке задачи определения оптимальных характеристик ракеты, поскольку минимальные перегрузки ракеты в точке встречи создают предпосылки для обеспечения малых промахов и, следовательно, для выбора минимальной массы боевой части и начальной массы ракеты. Принятая форма (7.85) траектории ракеты этому требованию удовлетворяет, поскольку, как показывается ниже, в районе точки встречи обеспечивается плавный переход на баллистическую траекторию полета.

Нормальное ускорение по траектории в рассматриваемой системе координат определяется выражением

$$W = \frac{V^2}{\rho} = \frac{V^2 y''}{(1 + y'^2)^{2/3}}, \quad (7.94)$$

в котором кривизна траектории рассчитывается как

$$\frac{1}{\rho} = \frac{y''}{(1 + y'^2)^{2/3}} = \frac{1}{r_{т.в}} \cdot \frac{\bar{y}''}{(1 + \bar{y}'^2)^{2/3}}. \quad (7.95)$$

С учетом (7.95) потребная нормальная перегрузка будет

$$n_y = \frac{V^2}{g\, r_{т.в}} \cdot \frac{\bar{y}\,''}{(1+\bar{y}\,'^2)^{2/3}} + \cos\theta\,. \tag{7.96}$$

Для принятого аналитического выражения траектории ракеты нормированные значения первой и второй производных определяются следующими выражениями:

$$\bar{y}\,' = -A_1\bar{x} + \sum_{i=1}^{n}(1-\bar{x})^i\left[A_i - (i+1)A_{i+1}\bar{x}\right] + k\bar{x}(1-\bar{x})(1-2\bar{x})\,;$$

$$\bar{y}\,'' = -2\sum_{i=1}^{n} i\,(1-\bar{x})^{i-1}\left[A_i - \frac{(i+1)}{2}A_{i+1}\bar{x}\right] + k\,[1-6\,\bar{x}\,(1-\bar{x})]\,. \tag{7.97}$$

Отсюда в точке встречи имеем

$$\bar{y}\,' = -A_1\,;$$
$$\bar{y}\,'' = -2\,(A_1 - A_2) + k\,. \tag{7.98}$$

Если теперь принять, что коэффициенты $A_1 = A_2$, а коэффициент k положить равным

$$k = -\frac{g\, r_{т.в}\cos\theta_{т.в}}{V^2}\left(1+A_1^2\right)^{3/2}, \tag{7.99}$$

то потребная перегрузка в точке встречи будет равна нулю.

Таким образом, при значениях параметров нормированного полинома $A_1 = A_2$ и $k = -\frac{1}{V^2}g\, r_{т.в}\cos\theta_{т.в}\left(1+A_1^2\right)^{3/2}$ ракета к точке встречи переходит на баллистическую траекторию. Это условие является правилом определения коэффициентов A_2 и k. В дальнейшем будут рассматриваться случаи формирования опорной траектории с нулевой потребной нормальной перегрузкой в районе точки встречи.

Распределение потребной перегрузки ракеты вдоль опорной траектории. Это распределение находится из уравнений (7.96) и (7.97). При заданных значениях $V, A_i, k, H_{т.в}, r_{т.в}$ процедура определения потребных перегрузок не вызывает затруднений. Этот положительный факт связан с тем, что опорная траектория полета задана в виде нормированного полинома с постоянными коэффициентами A_i. При этом кривизна траектории определяется как функция первой и второй производных от опорной траектории, которые, в свою очередь, определяются нормированными полиномами несколько иной структуры, но с теми же коэффициентами A_i.

В большинстве случаев опорные траектории описывают полиномом 3-го – 4-го порядка (n = 2÷3). При n = 2 опорные траектории с коэффициентами $A_1 = A_2$ характеризуются тем, что при малых углах подхода к цели их кривизна без учета составляющей от силы веса изменяется практически линейно, уменьшаясь до нуля в точке встречи.

При использовании полинома с n = 3 принимают

$$A_1 = A_2 = -A_3. \tag{7.100}$$

При этом кривизна в начале и конце траектории без учета составляющей силы веса равна нулю.

Как показывают расчеты, слагаемое $\frac{1}{2}k\,[\,\bar{x}\,(1-\bar{x})]^2$ в выражении полинома (7.85) слабо изменяет форму траектории, а следовательно, и угол наклона вектора скорости по траектории. Учитывая это, при определении перегрузки по траектории допустимо полагать k = 0 и значение потребной перегрузки вычислять по приближенной формуле

$$n_y = \frac{V^2}{g\, r_{т.в}}\,\bar{\kappa}_1(\bar{x}) + \cos\theta - \cos\theta_{т.в}\,\bar{\kappa}_2(\bar{x})\,, \tag{7.101}$$

где $\bar{\kappa}_1 = r_{т.в}\,/\,\rho$ – нормированная кривизна траектории при k = 0; θ – текущее значение угла наклона вектора скорости; $\theta_{т.в}$ – угол наклона вектора скорости в точке встречи; $\bar{\kappa}_2(\bar{x})$ – нормированное значение составляющей кривизны траектории, потребное для компенсации ускорения свободного падения в точке встречи:

$$\bar{\kappa}_2(\bar{x}) = \frac{\left(1+A_1^2\right)^{3/2}[1-6\,\bar{x}\,(1-\bar{x})]}{\left(1+\bar{y}\,'^2\right)^{3/2}}\,. \tag{7.102}$$

Характер зависимостей $\bar{\kappa}_1(\bar{x})$ и $\bar{\kappa}_2(\bar{x})$ при n = 2 приведен на рис. 7.29 и 7.30. В обоих случаях коэффициент A_1 задается из условия обеспечения угла наклона опорной траектории в точке встречи от φ = –5° до φ = –45° с дискретным изменением значений, кратным 5.

Анализ приведенных кривых показывает, что для компенсации силы тяжести расходуется потребная перегрузка практически для всех значений коэффициента A_1 не более единицы. Отметим попутно, что формирование опорной траектории с учетом компенсации ускорения свободного падения обеспечивается последним членом полинома (7.85).

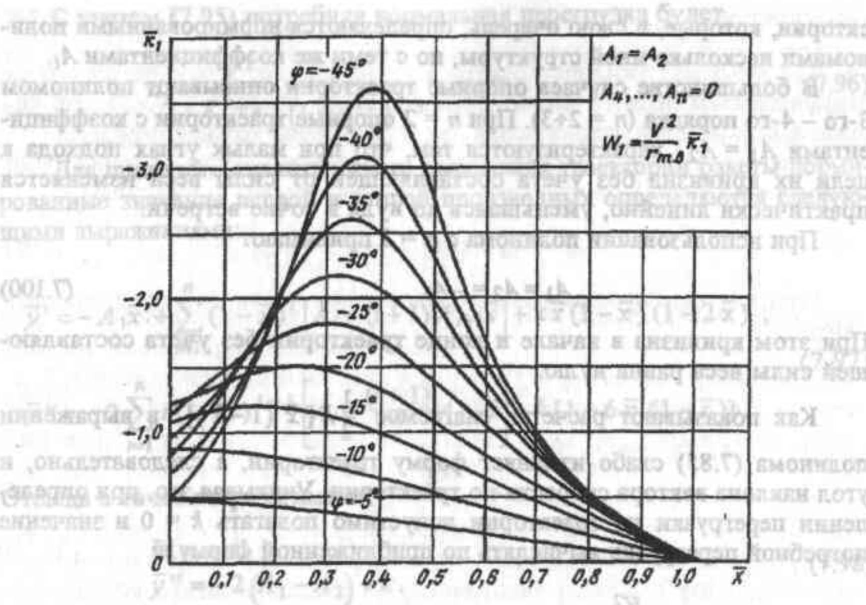


Рис. 7.29. Нормированные значения кривизны траектории без учета компенсации ускорения свободного падения

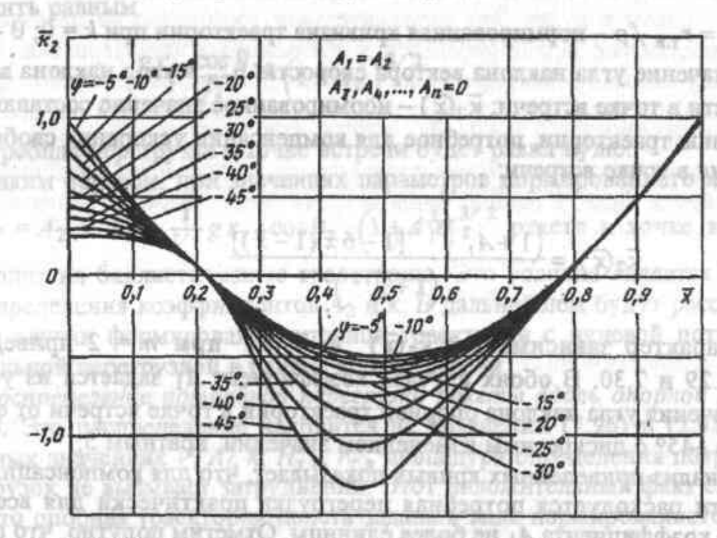


Рис. 7.30. Нормированное значение составляющей кривизны траектории, потребной для компенсации ускорения свободного падения ракеты в точке встречи

Рассмотрим далее задачу о желаемом распределении потребного ускорения ракеты по опорной траектории полета (с точностью до составляющей силы тяжести). Будем полагать, что траектория ракеты в опорной системе координат имеет угол наклона вектора скорости не более 35°. Учитывая, что ось опорной системы координат направлена в упрежденную точку встречи, угол наклона вектора скорости по отношению к земной системе координат больше угла наклона вектора скорости в опорной системе координат на угол места цели $\varepsilon_ц$. Это означает, например, что при угле места цели, равном 35°, ракету можно вывести на горизонтальный участок полета либо иметь угол наклона вектора скорости по отношению к земной системе координат, равный 70°. Для зенитных ракет энергетически выгодные формы траектории, как правило, имеют углы наклона вектора скорости в опорной системе координат менее 35°, поэтому допущение о том, что $\varphi \le 35°$, является обоснованным.

При указанном допущении ($\varphi \le 35°$) справедливо следующее приближенное соотношение:

$$\left(1+\bar{y}'^2\right)^{3/2} = 1 + 1{,}5\,\bar{y}'^2. \qquad (7.103)$$

Максимальная ошибка такой аппроксимации не превышает 5 %. С учетом (7.103) перегрузка ракеты определяется по формуле

$$n_y = \frac{V^2}{g\,r_{т.в}} \frac{\bar{y}''}{\left[1+1{,}5\,\bar{y}'^2\right]}. \qquad (7.104)$$

Из этого выражения следует, что перегрузка и нормированная кривизна

$$\kappa^*(\bar{x}) = \frac{\bar{y}''}{1+1{,}5\,\bar{y}'^2} \qquad (7.105)$$

имеют однозначное соответствие. Задавая желаемое значение перегрузки в каких-то точках траектории, мы тем самым задаем в этих точках значение нормированной кривизны. Это обстоятельство используем для вычисления траектории, обеспечивающей желаемую перегрузку (при известной скорости).

Будем полагать, что желаемая перегрузка задана в точках $\bar{x}_k (k = 1, K)$ траектории. Дополнительно может быть задан угол наклона траектории в точке встречи, т.е. коэффициент A_1, поскольку

$$\bar{y}'_{\bar{x}=1} = -A_1. \qquad (7.106)$$

Определим далее значения производных $\overline{y}'$ и $\overline{y}''$ в точках $\overline{x}_k (k = \overline{1, K})$. В соответствии с (7.97) получим

$$\overline{y}'(\overline{x}_k) = -A_1 \overline{x}_k + \sum_{i=1}^{n} (1-\overline{x}_k)^i \left[A_i - (1+i) A_{i+1} \overline{x}_k \right];$$
$$\overline{y}''(\overline{x}_k) = -2 \sum_{i=1}^{n} i (1-\overline{x}_k)^{i-1} \left[A_i - \frac{1+i}{2} A_{i+1} \overline{x}_k \right]. \quad (7.107)$$

Учитывая заданное значение коэффициента A_1, для описания кривизны в K точках следует предусмотреть $n = K + 1$ коэффициентов полинома (7.85). После подстановки (7.107) в исходную зависимость (7.104) получим систему K алгебраических уравнений с K неизвестными $A_i (i = \overline{1, n})$:

$$n_y(\overline{x}_k) = \frac{V^2(\overline{x}_k)}{g r_{\text{т.в}}} \frac{\overline{y}''(\overline{x}_k)}{\sqrt{\left[1 + 1{,}5\overline{y}'^2(\overline{x}_k)\right]^3}}, \quad k = 1, K. \quad (7.108)$$

Решение этой системы уравнений определяет траекторию ракеты, обеспечивающую желаемую перегрузку в заданных точках. В остальных точках траектории перегрузки, вообще говоря, могут отличаться от предполагаемых. Однако, если учесть, что формы траектории являются гладкими, можно считать существенные отклонения перегрузок в промежуточных точках малореальными.

Оптимальные траектории. Аналитическое описание опорной траектории предоставляет проектанту широкие возможности для анализа параметров движения и собственно ракеты. Помимо управления перегрузкой ракеты, аналитическая запись траектории позволяет легко определять основные параметры процесса наведения (угол подхода ракеты к цели, характеристики траектории в момент старта, углы наклона вектора скорости и др.), выявлять энергетически выгодные траектории, рассчитывать оптимальные значения средней скорости ракеты.

Априори можно утверждать, что полет ракеты по прямой в заданную точку зоны поражения энергетически менее выгоден, чем полет по выпуклой траектории настильного типа. Хотя при движении ракеты по траектории настильного типа увеличивается длина пути и соответственно увеличиваются энергетические затраты, однако эти затраты перекрываются снижением лобового сопротивления в связи с полетом ракеты в менее плотных слоях атмосферы. Дополнительно к этому положительное влияние на энергетику оказывает участок траектории, близкий к баллистическому. Оптимизация траектории и выбор энергетически выгодной траектории проводится на этапе баллистического проектирования, в процессе комплексного расчета параметров при интегрировании уравнений движения.

Важным свойством энергетически выгодной траектории, как показывают расчеты, является то, что средняя скорость полета по траектории в заданную точку зоны поражения имеет максимальное (наивыгоднейшее) значение, что обеспечивает оптимальные временны́е возможности поражения целей. Приведенный на рис. 7.31 пример для расчетных условий $x_{\text{т.в}} = 70$ км и $H_{\text{т.в}} = 25$ км показывает, что в зоне энергетически выгодных траекторий, соответствующих $A_1 = 0{,}35 \div 0{,}45$, средняя скорость ракеты при движении по настильной траектории на 10–15 % выше средней скорости полета ракеты по прямой. В том и другом случае средняя скорость определялась как отношение наклонной дальности полета в заданную точку зоны поражения к времени полета в эту точку.

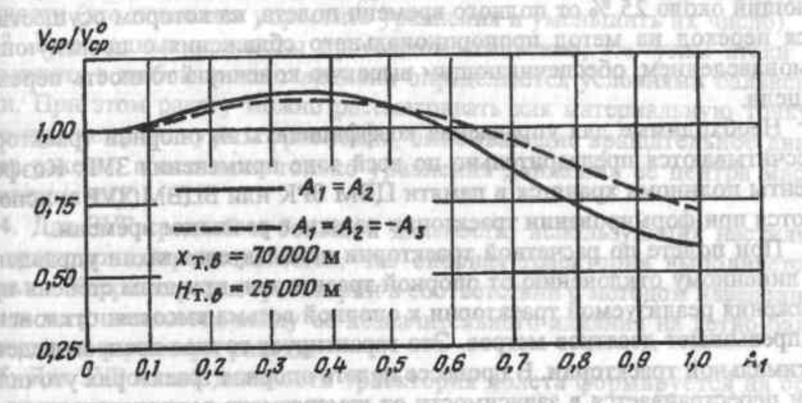


Рис. 7.31. Зависимость отношения средних скоростей полета ракеты в заданную точку зоны поражения от коэффициента A_1:

$V_{\text{ср}}$ – средняя скорость полета по опорной траектории; $V^{\text{o}}_{\text{ср}}$ – средняя скорость полета по прямой

Реализация настильной траектории. В полете оптимальная расчетная траектория формируется системой управления на основе текущей информации о параметрах движения ракеты и цели и гипотезы о последующем их движении. По этой информации вычисляется упрежденная точка встречи, через которую проводится траектория ракеты. Реализация такой траектории достигается с помощью бортовых средств управления. В настоящее время освоено создание малогабаритных бескарданных инерциальных систем управления (ИСУ), центральным ядром которых является спецвычислитель с быстродействием несколько миллионов

простых операций в секунду и массой несколько сот граммов. С помощью ИСУ вычисление и реализация оптимальной траектории не представляеттрудностей.

Решаемая системой управления задача распадается на две части:

– выбор закона управления, воспроизводящего оптимальную траекторию с достаточной близостью;

– сопряжение опорной траектории с конечным участком самонаведения.

Необходимость построения оптимальной траектории, заметно отличающейся от траектории, реализуемой при использовании общеизвестных методов наведения, возникает при управлении ЗУР средней и большой дальности действия. Это предопределяет достаточную степень свободы в разбиении всей траектории полета ракеты на два участка: больший, занимающий до 75 % полного времени полета, на котором ЗУР строго следует по оптимальной траектории, и конечный участок, занимающий около 25 % от полного времени полета, на котором осуществляется переход на метод пропорционального сближения с последующим самонаведением, обеспечивающим высокую конечную точность перехвата цели.

Необходимые для управления коэффициенты A_i опорной траектории рассчитываются предварительно по всей зоне применения ЗУР. Коэффициенты полинома хранятся в памяти ЦВМ ЗРК или БЦВМ ЗУР и используются при формировании траектории ракеты в реальном времени.

При полете по расчетной траектории используется закон управления по линейному отклонению от опорной траектории; при этом степень приближения реализуемой траектории к опорной весьма высокая: отклонения не превышают десятков метров. Это гарантирует точное воспроизведение оптимальной траектории. В процессе полета опорная траектория уточняется и перестраивается в зависимости от измеряемого радиолокатором движения цели.

При сближении с целью на заданное расстояние, когда оставшееся время полета до точки встречи составляет около 20 % от полного времени полета, осуществляется переход на метод пропорционального сближения. Этому моменту на опорной траектории соответствует точка, в которой выполняется граничное условие по ориентации вектора скорости ракеты, соответствующее требуемому по методу пропорционального сближения. Это позволяет к моменту начала самонаведения (т.е. на дальности, соответствующей захвату цели бортовой головкой самонаведения) свести к минимуму систематические начальные промахи и потребные перегрузки для их отработки. В результате ЗУР получает возможность использовать на коротком конечном участке самонаведения полный диапазон располагаемых перегрузок для выбора промахов и парирования возможных противозенитных маневров цели перед точкой встречи.

В силу относительно малой длительности участка самонаведения по сравнению с полным временем полета, маневрирование ЗУР на участке самонаведения практически не сказывается на средней скорости полета, но в полной мере позволяет использовать маневренность ЗУР для обеспечения высокой точности наведения.

7.3.3. Уравнения движения ЗУР, используемые при баллистическом проектировании

При баллистическом проектировании, как указано выше, применяют упрощенную систему уравнений движения ЛА, основанную на следующих допущениях:

1. Кривизна земной поверхности и вращение Земли не учитываются.
2. Траектория ракеты и траектория цели лежат в одной вертикальной плоскости (это позволяет упростить уравнения и уменьшить их число).
3. Переходные процессы протекают мгновенно, т.е. углы атаки и скольжения в любой момент времени определяются условиями балансировки. При этом ракету можно рассматривать как материальную точку, благодаря чему не нужны уравнения, описывающие вращательное движение ракеты, а остаются только уравнения движения ее центра масс (уравнения сил).
4. Для ЗУР средней и большой дальности, использующих настильные траектории, предполагается, что опорная траектория выполняется идеально. Корректировка траектории в соответствии с методом наведения на цель не учитывается ввиду ее незначительного влияния на летно-баллистические параметры ракеты.
5. Для ЗУР малой дальности траектория полета формируется на основе кинематических уравнений, отражающих идеальные связи без учета особенностей, накладываемых системой управления.
6. Траектория вертикально стартующих ЗУР при расчете условно расчленяется на два участка: начальный участок и маршевый участок полета в соответствии с методом наведения.

Начальный участок траектории. Основная роль этого участка состоит в сопряжении вертикальной (стартовой) траектории с опорной кинематической траекторией, реализующей принятый метод наведения. Характеристики вертикального участка и их расчет приведены в п. 7.1.3. В числе этих характеристик скорость $V_{\text{ст}}$ и высота $H_{\text{ст}}$ в точке начала склонения. Их значения являются исходными данными для расчета участка склонения.

Уравнения движения центра масс ЗУР на участке склонения в инерциальных осях имеют вид (6.192).

Для решения задачи баллистического проектирования удобнее использовать уравнение сил, описывающее продольное движение ЗУР в проекциях на вектор скорости, а для определения координат ракеты (высоты полета и горизонтальной дальности) – инерциальную систему координат. Тогда уравнения движения на участке склонения примут следующий вид:

$$m\dot{V} = P\cos\alpha - c_x\frac{\rho_H V^2}{2}S - mg\sin\theta\,;\quad \dot{m} = -m_{\text{сек}} = P/I_{\text{у}}\,;$$
$$\dot{H} = V\sin\theta\,;\quad \dot{x}_{\text{г}} = V\cos\theta\,;\quad \theta = 90^\circ - \frac{90^\circ - \theta_{\text{скл}}}{\tau_{\text{скл}}}t\,. \tag{7.109}$$

Здесь m – масса ракеты; V, H – скорость и высота полета; P – тяга двигателя; $I_{\text{у}}$ – удельный импульс тяги; S – площадь, к которой отнесены аэродинамические коэффициенты; θ – угол наклона траектории к поверхности земли; α – угол атаки; $x_{\text{г}}$ – горизонтальная дальность; $\tau_{\text{скл}}$ – время склонения угла тангажа до заданной величины $\theta_{\text{скл}}$.

Первое уравнение в системе (7.109) представляет собой уравнение сил в проекции на вектор скорости, второе уравнение описывает изменение массы ракеты в процессе склонения, третье и четвертое уравнения описывают движение ракеты в ИСК, пятое уравнение представляет собой уравнение идеальной связи, формирующее траекторию склонения.

В данном случае принято, что угол наклона траектории θ в течение наперед заданного времени склонения $\tau_{\text{скл}}$ изменяется линейно от 90° до $\theta_{\text{скл}}$. Потребная кинематическая перегрузка для реализации такого закона склонения определится по формуле

$$n_y = \frac{V}{g}\frac{90^\circ - \theta_{\text{скл}}}{\tau_{\text{скл}}}, \tag{7.110}$$

а соответствующий ей потребный кинематический угол атаки будет

$$\alpha = \frac{n_y m g}{C_y^\alpha q S + P/57{,}3}. \tag{7.111}$$

Расчет траекторных параметров ракеты в течение заданного времени $\tau_{\text{скл}}$ производится численным интегрированием системы уравнений (7.109) при начальных условиях:

$$V = V_{\text{ст}};\ H = H_{\text{ст}};\ x_{\text{г}} = 0\,. \tag{7.112}$$

Значение угла наклона траектории в конце участка склонения $\theta_{\text{скл}}$ определяют в соответствии с требованиями метода наведения. Если в качестве опорной используется настильная траектория (рис. 7.32), то

$$\theta_{\text{скл}} = \theta_{\text{о}} = \varepsilon_{\text{т.в}} + \operatorname{arctg}\sum_{i=1}^{n} A_i\,. \tag{7.113}$$

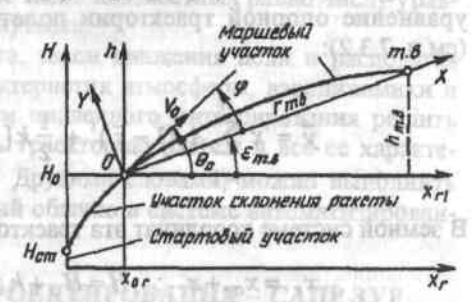


Рис. 7.32. Расчетная траектория для баллистического проектирования

Маршевый участок траектории. На этом участке, как и на предыдущем, движение ракеты для решения задачи баллистического проектирования описывается четырьмя группами уравнений.

1. *Уравнения сил в проекциях на скоростные (поточные) оси координат* (где ось $OX_{\text{п}}$ направлена по вектору скорости, а ось $OY_{\text{п}}$ ей перпендикулярна и направлена вверх):

$$m\dot{V} = P\cos\alpha - C_x q S - mg\sin\theta\,;$$
$$mV\dot{\theta} = P\sin\alpha + C_y^\alpha \alpha q S - mg\cos\theta\,. \tag{7.114}$$

2. *Уравнение, описывающее изменение массы ракеты*:

$$\dot{m} = -m_{\text{сек}} = P/I_{\text{у}}\,. \tag{7.115}$$

3. *Кинематические уравнения.* Состав этой группы уравнений зависит от СУ.

При полете по программе кинематические уравнения описывают движение ракеты относительно Земли:

$$\dot{H} = V\sin\theta\,;\ \dot{x} = V\cos\theta\,. \tag{7.116}$$

При самонаведении справедливы уравнения (7.116), но, кроме них, надо ввести уравнения, описывающие движение ракеты относительно цели – два последних уравнения (6.62).

При теленаведении с неподвижного командного пункта (КП) также справедливы уравнения (7.116), но, кроме того, должны быть введены уравнения, описывающие движение ракеты и цели относительно КП – два первых уравнения (6.72), два последних уравнения (6.76), уравнения (6.47), (6.48), (6.49), (6.50).

4. *Уравнение идеальной связи*. Его вид зависит от метода наведения (см. п. 6.4.1).

При полете по программе уравнение связи представляет собой уравнение опорной траектории полета в упрежденную точку встречи (см.п. 7.3.2):

$$\bar{y} = \bar{x} \sum_{i=1}^{n} A_i (1-\bar{x})^i + \frac{1}{2} k [\bar{x} \ (1-\bar{x}) \ ]^2. \qquad (7.117)$$

В земной системе координат эта траектория определяется соотношениями:

$$x_{\text{г}} = x_{\text{0г}} + x_{\text{г1}}; \quad H = H_0 + h;$$

$$\begin{bmatrix} x_{\text{г1}} \\ h \end{bmatrix} = r_{\text{т.в}} \begin{bmatrix} \cos\varepsilon_{\text{т.в}} & -\sin\varepsilon_{\text{т.в}} \\ \sin\varepsilon_{\text{т.в}} & \cos\varepsilon_{\text{т.в}} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \bar{x} \\ \bar{y} \end{bmatrix}; \qquad (7.118)$$

$$\sin\varepsilon_{\text{т.в}} = h_{\text{т.в}} / r_{\text{т.в}},$$

где $h_{\text{т.в}}$ – высота точки встречи ракеты с целью (см. рис.7.32).

Если программная траектория состоит из нескольких участков, то для каждого из них должно быть задано свое уравнение связи.

Покажем, что в использованных уравнениях число неизвестных функций времени равно числу уравнений.

Система, описывающая полет по программе, содержит шесть уравнений (7.114)–(7.117). Неизвестных функций тоже шесть: $V(t)$, $\theta(t)$, $\alpha(t)$, $m(t)$, $x(t)$, $H(t)$. Остальные величины, входящие в правые части уравнений, зависят от тех же неизвестных и определяются с помощью математических моделей атмосферы: $a_H = a_H(H)$, $p_H = p_H(H)$, $\rho_H = \rho_H(H)$, $\nu_H = \nu_H(H)$; аэродинамики: $c_x = c_x(\alpha, \text{M}, \text{Re})$, $c_y = c_y(\alpha, \text{M})$ (здесь $\text{M} = \dfrac{V}{a_H}$; $\text{Re} = \dfrac{VL}{\nu_H}$) и рабочих характеристик ракетного двигателя $I_y = I_y(\mu_c, \rho_H)$, где $\mu_c(t)$ задано программой работы двигателя.

Система, описывающая самонаведение, включает восемь уравнений: (7.114)–(7.116), два последних уравнения из (6.62), а также уравнение (6.70). Если учесть, что характеристики движения цели $V_{\text{ц}}(t)$ и $\theta_{\text{ц}}(t)$ заданы, то в этих уравнениях содержится восемь неизвестных: $V(t)$, $\theta(t)$, $\alpha(t)$, $m(t)$, $x(t)$, $H(t)$, $r(t)$, $\varphi(t)$.

Теленаведение с неподвижного КП описывается системой из десяти уравнений: (7.114)–(7.116), двумя первыми уравнениями (6.72), двумя последними уравнениями (6.76), уравнениями (6.47) и уравнениями метода наведения (6.48), (6.49) или (6.50). Неизвестными функциями являются $V(t)$, $\theta(t)$, $\alpha(t)$, $m(t)$, $x(t)$, $H(t)$, $r(t)$, $r_{\text{ц}}(t)$, $\varphi(t)$, $\varphi_{\text{ц}}(t)$.

Таким образом, во всех случаях число неизвестных равно числу уравнений, т.е. системы являются замкнутыми.

Зная начальные условия полета, закон движения цели и располагая алгоритмами для вычисления характеристик атмосферы, аэродинамики и ракетных двигателей, можно путем численного интегрирования решить систему уравнений, т.е. определить траекторию ракеты и все ее характеристики: $V(t)$, $\theta(t)$, $\alpha(t)$, $m(t)$ и т.д. Другими словами, можно выполнить баллистический расчет, реализуемый обычно в системе автоматизированного проектирования (САПР).

7.4. ИНСТРУМЕНТАРИЙ ПРОЕКТИРОВАНИЯ – САПР ЗУР

7.4.1. Основные положения автоматизированного проектирования

Проектно-конструкторские задачи нельзя полностью формализовать и возложить на компьютеры. Лишь человек с его эвристическими способностями может принимать решения в условиях неопределенности. Но человеческий мозг плохо приспособлен для запоминания и выполнения большого объема вычислений. Компенсировать эти недостатки призваны, как известно, компьютеры. Идеальной формой взаимодействия человек – компьютер является такая, при которой недостатки сторон взаимно компенсируются. Именно эти возможности и предоставляет постоянно совершенствующаяся система автоматизированного проектирования (САПР).

Прогнозируется, что новое поколение САПР станет поколением *экспертных систем*, способных взять на себя многие интеллектуальные проблемы и задачи, решение которых традиционно считается привилегией человека. Подобного рода системы можно рассматривать как метод демонстрации человеческой компетенции, позволяющий осуществить рациональное поведение в специфических обстоятельствах. Экспертные системы являются попыткой ввести в ЭВМ жизненный опыт человека. Взяв на себя некоторые функции принятия решений, компьютер уменьшает нагрузку на проектировщика.

По сравнению с существующими автоматизированными системами перспективные САПР представляются более гибкими и предназначаются для решения задач с элементами неопределенности, неоднозначности и неточности. Такие системы способны сначала определить наиболее важные аспекты решаемой проблемы, а затем выделить на их решение основную часть вычислительных ресурсов.

Принципиально новые автоматизированные системы с использованием искусственного интеллекта могут быть реализованы за счет увеличения ресурсов ЭВМ, совершенствования операционных систем и математического обеспечения. Перспективные разработки ориентированы на компьютеры 5-го поколения, отличительной особенностью которых являются: база знаний, система логических выводов, интеллектуальный интерфейс пользователя.

7.4.2. Структурная схема САПР ЗУР

Процесс автоматизированного проектирования ЗУР на каждом этапе представляется в виде совокупности взаимосвязанных по данным проектных задач, выполняемых с помощью проектирующих и обслуживающих подсистем САПР. Состав и последовательность решения этих задач могут изменяться в зависимости от результатов решения других (предыдущих и последующих) задач. Согласование результатов при этом производится путем обмена данными между отдельными исполнителями проекта и итерационной коррекцией этих данных в рамках выполняемого этапа работ. Таким образом, в САПР реализуется многошаговый итерационный процесс с неоднократным циклическим выполнением отдельными исполнителями комплекса проектных задач.

Не останавливаясь на всей совокупности проектных задач, рассмотрим в качестве примера укрупненную структурную схему САПР ЗУР, используемую на этапах предэскизного и эскизного проектирования (рис. 7.33).

Центральное место с системе САПР занимает подсистема *«Баллистическое проектирование»*, в которой проводится комплексный количественный анализ вариантов ЗУР и выбирается ограниченное число рациональных вариантов для последующей разработки. Основные задачи баллистического проектирования рассмотрены в п. 7.3.1.

В подсистеме *«Аэродинамическое проектирование»* проводится тщательная проработка аэродинамической компоновки ЗУР, уточняются с использованием экспериментальных данных аэродинамические характеристики ракеты, определяется положение крыла по длине корпуса, уточняются площади несущих поверхностей, положение центра давления, степень статической устойчивости и др.

Подсистема *«Тепловое проектирование»* имеет целью анализ теплового режима ракеты при хранении и в полете. На основе численного решения теплофизических задач здесь определяются температурные поля в конструкции, рассчитываются параметры внутренней и наружной теплозащиты, при необходимости регламентируются режимы хранения ракеты.

Подсистема *«Проектирование ДУ»* предназначена для более глубокой и детальной проработки одно- и двухрежимных РДТТ, а также твердотоп-

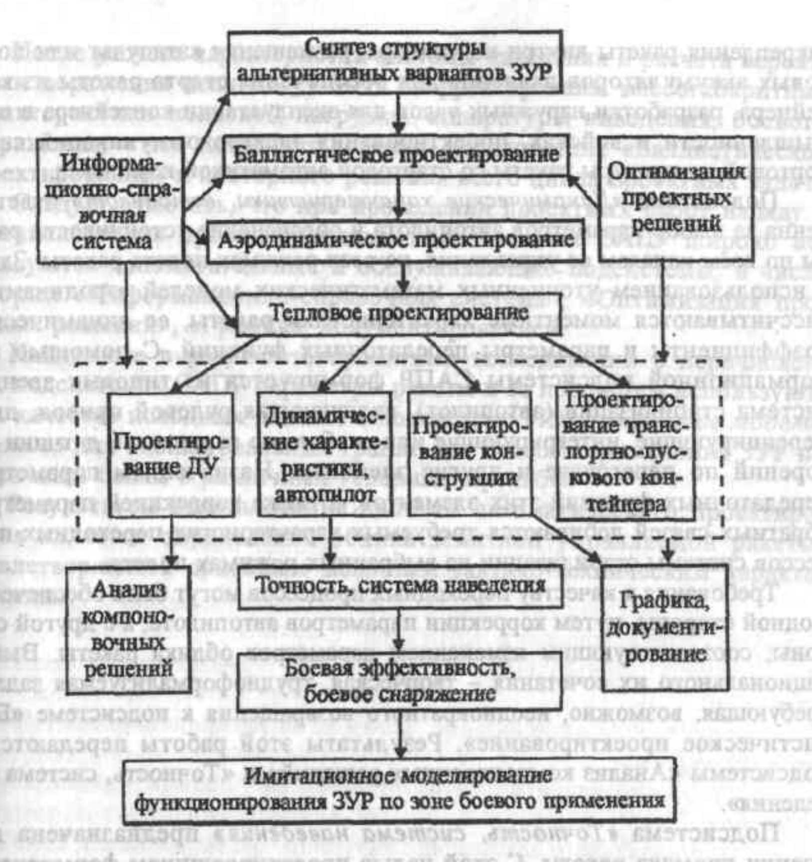


Рис. 7.33. Укрупненная структурная схема САПР ЗУР

ливных зарядов. Она позволяет оптимизировать параметры ДУ с использованием частных критериев оптимума. Результаты ее работы используются в подсистеме *«Анализ компоновочных решений»*, а также при составлении ТЗ на разработку элементов ДУ (корпуса, твердотопливного заряда и др.).

Подсистема *«Проектирование конструкций»* предназначена для проектирования отсеков корпуса, крыльев и воздушных рулей, получения рабочих чертежей и выдачи информации на станки с программным управлением (в некоторых вариантах технологии изготовления ЗУР). Эта подсистема постоянно находится в развитии и совершенствуется.

Подсистема *«Проектирование транспортно-пускового контейнера»* предназначена для проектирования конструкции контейнера с элементами

закрепления ракеты внутри контейнера, размещения катапульт или пороховых аккумуляторов давления для обеспечения старта ракеты из контейнера, разработки наружных узлов для эксплуатации контейнера в промышленности и войсках, проектирования электрокоммуникаций связи бортовой аппаратуры ракеты со стартовой автоматикой комплекса.

Подсистема *«Динамические характеристики, автопилот»* ответственна за выбор параметров автопилота и обеспечение устойчивости ракеты по всем каналам ее управления, на всех режимах полета ракеты. Здесь с использованием уточненных математических моделей аэродинамики рассчитываются моментные характеристики ракеты, ее динамические коэффициенты и параметры передаточных функций. С помощью информационной подсистемы САПР формируется из типовых звеньев система стабилизации (автопилот), включающая рулевой привод, дифференцирующие, интегрирующие или свободные гироскопы, датчики ускорений по перегрузке и другие элементы. Назначением параметров передаточных функций этих элементов, а также коррекцией параметров обратных связей добиваются требуемых характеристик переходных процессов системы стабилизации на выбранных режимах полета.

Требования к качеству переходных процессов могут быть обеспечены, с одной стороны, путем коррекции параметров автопилота, а с другой стороны, соответствующим изменением параметров облика ракеты. Выбор рационального их сочетания – творческая, трудноформализуемая задача, требующая, возможно, неоднократного возвращения к подсистеме «Баллистическое проектирование». Результаты этой работы передаются в подсистемы «Анализ компоновочных решений» и «Точность, система наведения».

Подсистема *«Точность, система наведения»* предназначена для оценки промаха ракеты. С этой целью проектировщиком формируется структура системы наведения из типовых звеньев, моделируются уточненные траектории наведения с учетом функционирования на них автопилота, координаторов цели и ракеты, а также низкочастотных фильтров и радиолиний связи.

Найденные оценки точности наведения передаются в подсистему *«Боевая эффективность, боевое снаряжение»*, в которой определяется вероятность выполнения боевой задачи. При ее расчете, помимо точности наведения, характеризуемой плотностью распределения вероятностей промаха $f(h)$, используется показатель уязвимости цели при действии по ней боевой части, характеризуемый координатным законом поражения $G(h)$. Последний, как известно, есть условная вероятность поражения цели при промахе, равном h. Вероятность выполнения боевой задачи рассчитывается по формулам полной вероятности (см.п. 1.3).

После расчета характеристик системы наведения и расчета вероятности поражения цели могут быть скорректированы массогабаритные характеристики полезной нагрузки: аппаратуры наведения, боевого снаряжения, – что потребует возврата к подсистеме «Баллистическое проектирование» и повторного решения всего цикла проектных задач.

Следует отметить, что при проведении проектных работ наряду с перечисленными проектирующими подсистемами САПР широко используются вспомогательные и обслуживающие подсистемы, в числе которых «Информационно-справочная система», «Оптимизация проектных решений», «Графика, документирование».

Найденные в результате проектных исследований в перечисленных подсистемах САПР параметры ракеты и ее подсистем используются в качестве исходных данных в подсистеме *«Имитационное моделирование»* для оценки реальных границ зон боевого применения ЗУР по различным целям в различных условиях стрельбы.

Результатом использования системы автоматического проектирования является определение облика зенитной управляемой ракеты, удовлетворяющей основным заданным тактико-техническим характеристикам.

ГЛАВА 8

КОНСТРУКТОРСКО-ТЕХНОЛОГИЧЕСКОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ ЗУР

8.1. СОДЕРЖАНИЕ КОНСТРУКТОРСКО-ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ

Проектирование конструкций – важнейшая часть общего проектирования ракеты, включающая в себя:

– поиск технических идей, принципиальных решений и физических основ функционирования конструкций;

– выбор рационального технического решения, т.е. облика конструкции;

– определение рациональных значений параметров выбранного технического решения;

– конструирование и выпуск технической документации и рабочих чертежей;

– планирование и проведение натурного эксперимента и обработку его результатов.

Основные стадии проектирования конструкций выполняются в предположении известного облика ЛА, при определении которого конструкторско-технологические решения оцениваются на основе статистических данных, скорректированных на рост технического уровня. Далее статистические характеристики подтверждаются реально приемлемыми решениями. Причем, несмотря на то что облик ракеты уже зафиксирован, поле поиска конструкторско-технологических решений остается достаточно широким. Следовательно, встает вопрос о критерии целесообразности, прямо или косвенно указывающем, какой ценой достигается приемлемость рассматриваемого варианта конструкции.

Основной критерий. Обобщенные критерии вида стоимость – эффективность ЛА (см. гл. 1) в процессе проектирования – целесообразно использовать лишь на стадии разработки проектных предложений. На

последующих этапах, когда проектируются отдельные части ракеты, применение обобщенных критериев затруднительно. В этих условиях используют частные критерии, связанные непосредственно с решаемыми на данном этапе задачами. Таким критерием при конструировании является масса конструкции.

Снижение массы означает повышение дальности, скорости, маневренности, а в отдельных случаях и возможности существования ракеты. От массы конструкции зависит стоимость ЛА и стоимость его эксплуатации. Перетяжеление конструкции означает уменьшение полезной нагрузки, а значит, снижение эффективности ЛА. И наоборот, уменьшение массы конструкции позволяет снизить стоимость аппарата и улучшить его летно-тактические данные.

В практике конструкторских бюро масса конструкции является предметом особого контроля на протяжении всего процесса проектирования. Такой контроль ведется с помощью так называемой «весовой (массовой) сводки», которая позволяет с нарастающей по мере проектирования точностью отслеживать изменение массы ЛА и его конструкции. Конструкторские подразделения ОКБ, наряду с заданием на разработку конструкции, получают лимиты массы на проектируемый агрегат. При этом общий лимит массы обычно устанавливается с некоторым резервом, чтобы иметь возможность компенсировать перетяжение отдельных частей ЛА без переработки проекта в целом.

Использование резерва массы контролируется на завершающем этапе конструирования, который состоит в «шлифовке» вновь созданных конструкций. Практика показывает [36], что отсутствие резерва массы приводит к неоправданно большим затратам на доработку. Любое отклонение от лимитов требует переработки всего проекта. При этом удельные затраты на снижение массы более чем на порядок превышают удельные затраты на первоначальную разработку. Если же резерв массы оказывается значительным (более 10 % от массы полезного груза), то возрастает общая стоимость ЛА из-за его излишней массы. Характер этих зависимостей отражен на рис. 8.1.

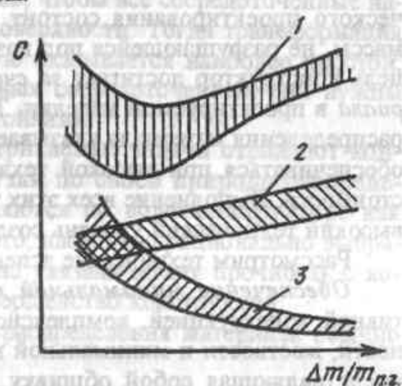


Рис. 8.1. Характер зависимости стоимости создания ЛА от резерва массы (в долях массы полезного груза $\Delta m/m_{п.г}$):

1 – стоимость создания ЛА; *2* – стоимость разработки, изготовления и эксплуатации; *3* – стоимость доработок

Итак, критерием и главным принципом проектирования конструкций является обеспечение минимальной массы. Эта задача, как показывает практика, существенно неформальная. Во многом неформальная сторона связана с необходимостью учета неопределенных и трудноформализуемых условий технологии производства ЛА и его эксплуатации. Этот учет опирается на знание конструктором фундаментальных закономерностей, конкретных научных фактов, различных видов технологических процессов, методов формирования проектно-конструкторских решений и др.

Иногда считают, что конструирование как процесс творчества в значительной степени может быть заменено специально организованной системой обработки статистического материала. Однако использование только статистического материала неизбежно приведет к созданию конструкции, в основном повторяющей существующие. Оригинальные конструкции, базирующиеся на качественно новых решениях, невозможно получить на основе только статистики, они требуют нешаблонного мышления, смелости и таланта; без этого не будет прогресса в технике.

Однако надо учитывать и то, что не бывает конструкций полностью из новых деталей и узлов. Новизна ради новизны влечет за собой потери из-за недостаточного применения стандартных и унифицированных деталей и узлов. При создании новых технических устройств экономически оправданно применение не более 20–25 % оригинальных деталей.

В соответствии с вышеизложенным суть конструкторско-технологического проектирования состоит в создании конструкций минимальной массы, не разрушающейся под воздействием внешних сил и нагрева. Эту цель конструктор достигает *за счет рационального распределения материала* в проектируемом изделии. Требование рациональности при выборе распределения материала указывает на то, что минимальная масса должна обеспечиваться при высокой технологичности конструкции и ее низкой стоимости. Выполнение всех этих требований в совокупности гарантирует высокий технический уровень создаваемых изделий.

Рассмотрим технические аспекты этой проблемы.

Обеспечение минимальной массы конструкции. Наиболее эффективной конструкцией, комплексно удовлетворяющей требованиям прочности, жесткости и минимальной массы, является тонкостенная оболочка, представляющая собой обшивку, подкрепленную силовым набором. В такой оболочке материал расположен по периферии, что, как известно, обеспечивает наибольшую прочность и жесткость конструкции. Являясь многократно статически неопределимыми, тонкостенные оболочки сохраняют работоспособность при нарушении прочности отдельных элементов.

Эффективность использования достоинств тонкостенной оболочки зависит от того, насколько удачно включена обшивка в общую силовую схему. Чтобы обшивка наилучшим образом выполняла силовую функцию, нужно исключить потерю ее устойчивости при эксплуатационных нагрузках. Известно, что нагрузка, при которой возникает местная потеря устойчивости обшивки, не является для конструкции разрушающей. Конструкция способна выдерживать дальнейшее увеличение нагрузки до тех пор, пока не потеряют устойчивость элементы, подкрепляющие обшивку. Однако с точки зрения массы конструкции, в которых обшивка теряет устойчивость, далеки от совершенства. Целесообразно, чтобы критические напряжения обшивки мало отличались от критических напряжений подкрепляющих элементов и, как правило, превышали предел пропорциональности материала. Именно из этих условий следует выбирать толщину обшивки, площадь сечений и расположение подкрепляющих элементов.

Основная особенность тонкостенных оболочек – малая местная жесткость. По этой причине к тонкостенным элементам нельзя непосредственно прикладывать большие сосредоточенные силы и моменты. При действии таких нагрузок применяют специальные элементы, задачей которых является преобразование сосредоточенных нагрузок в распределенные и наоборот. В первую очередь, эти функции выполняют сосредоточенные силовые элементы, подкрепляющие тонкостенную оболочку. Их расположение должно увязываться с нагружением конструкции. При этом следует учитывать, что внешние силы и моменты, действующие в любом сечении оболочки, могут быть уравновешены усилиями только в ее срединной поверхности. Поэтому желательно, чтобы все сосредоточенные нагрузки были приложены к срединной поверхности. Тогда трансформация сосредоточенной силы в распределенную оказывается наиболее простой. При необходимости передачи поперечных сосредоточенных сил нужны рамы – шпангоуты или диафрагмы со стойками.

Следует подчеркнуть, что рассматриваемые задачи отражают конструктивные решения. Внешние нагрузки по своей природе распределенные. Сосредоточенные силы появляются по воле конструктора как следствие конкретных разработок. От того, насколько рационально выбрана общая силовая схема, насколько тесно увязана общая прочность с локальными задачами, зависят масса и совершенство конструкции.

Задача нахождения рационального распределения материала обычно решается в два этапа:

1. На основе опыта, интуиции, здравого смысла (т.е. неформально) выбирается несколько вариантов конструктивно-силовой схемы (КСС) проектируемой конструкции. Варианты КСС – это область возможных решений, в которой ищется наивыгоднейшее решение. Чем больше вариантов содержит эта область, тем выше вероятность обоснованного решения. Каждая КСС, по сути дела, представляет собой упрощенную модель конструкции, отражающую ее наиболее важные стороны. Предварительный выбор схемы состоит в определении ее типа и самой общей характеристи-

ки расположения силовых элементов. Целесообразные КСС и области их применения указаны ниже.

2. Для каждого варианта КСС отыскивается распределение материала в ее элементах – толщины обшивок, полок, стенок, площади подкрепляющих элементов и др. Приближенное решение этой задачи можно найти из условия *равнопрочности* конструкции, т.е. равной прочности в каждом ее сечении. Хотя и не всегда равнопрочная конструкция дает минимум массы, однако на первых порах такое решение, безусловно, полезное. Более того, равнопрочная конструкция на всех этапах ее доработки остается физически понятным эталоном, на который ориентируется конструктор, принимая то или иное неформальное решение (например, в интересах технологии производства).

Найденные варианты конструкций минимальной массы сопоставляются по стоимости или какому-либо другому критерию. Цель этого анализа – учесть практические ограничения и выбрать один-два варианта для дальнейшей проработки.

Обеспечение высокой технологичности конструкции. Основное содержание данного этапа состоит в «материализации» исходного решения, насыщении его информацией, отражающей требования производственной и эксплуатационной технологичности. Результатом этого этапа конструирования является выпуск рабочей конструкторской документации или других носителей информации, необходимых для изготовления деталей и сборки узлов, агрегатов и всего ЛА в целом.

Требование высокой технологичности, как правило, приводит к утяжелению и в ряде случаев – к усложнению конструкций. Повышению технологичности способствуют: расчленение конструкции на агрегаты, отсеки и панели; минимальное число деталей; простые конфигурации деталей, допускающие применение высокопроизводительных процессов; правильный выбор конструкционных материалов с учетом их технологических свойств; минимальный расход материалов.

Простота конструкции, пожалуй, самая комплексная характеристика технологичности. Создать простую конструкцию всегда труднее, чем сложную, но зато такая конструкция всегда значительно лучше осваивается производством. Упрощение конструкции достигается за счет целого ряда факторов: важное значение имеют простые конфигурации деталей, использование стандартных и нормализованных деталей, применение минимального числа типоразмеров и номенклатуры материалов и полуфабрикатов. Большие возможности упрощения конструкции открывает также использование ранее освоенных в производстве и опробованных в эксплуатации узлов и деталей. Простота и технологичность конструкций существенно зависят от метода получения заготовок.

Значительное влияние на технические свойства ЛА оказывает применяемый материал. Механические и физические свойства материала должны обеспечивать минимальную массу конструкции, допускать применение высокопроизводительных технологических процессов. Материалы должны быть коррозионно-стойкими, недорогими и изготовленными из недефицитного сырья. С точки зрения технологии производства и эксплуатации очень важно, чтобы конструкционный материал не имел склонности к образованию трещин и хорошо обрабатывался. Эти качества материала тем лучше, чем выше его пластичность, которая свидетельствует о способности материала поглощать энергию при деформации и потому является важнейшей характеристикой работоспособности, а следовательно, и ресурса конструкции.

Производственно-технологическое совершенство ЛА зависит также и от общего технического уровня производства – степени освоения передовых методов обработки материалов, состояния станочного парка, уровня автоматизации и механизации производственных процессов и т.п. Технологичность конструкции ЛА проявляется на этапе его создания через трудоемкость и себестоимость производства. На последующих стадиях жизненного цикла ЛА она влияет на его эффективность через такие эксплуатационные факторы, как удобство контроля состояния, обслуживания и ремонта, надежность и долговечность и т.п.

Интегральная оценка производственно-технологического совершенства ЛА на сегодняшний день является нерешенной задачей. На практике применяются следующие показатели: время освоения производства нового ЛА; отношение количества деталей, использованных в предыдущих модификациях, к общему их количеству, характеризующее удельную трудоемкость производства; степень расчленения конструкции, характеризуемая максимальными габаритами неразъемного агрегата (панели); удельная материалоемкость, равная отношению массы готовой конструкции к суммарной массе заготовок.

Обеспечение эксплуатационного совершенства. Под эксплуатационным совершенством понимают совокупность свойств ЛА, характеризующих его приспособленность к процессу эксплуатации на всех стадиях. Современные требования к эксплуатационным свойствам зенитных ракет довольно жесткие и состоят в следующем. После сборки и всесторонней проверки работоспособности на заводе ракета в течение регламентного срока хранения (10 лет) не должна требовать каких-либо восстановительных работ. Этого добиваются тщательной отработкой всех систем ракеты в процессе всесторонних испытаний, соответствующих реальным экстремальным условиям эксплуатации (по нагрузкам, температурному режиму, влажности и запыленности воздуха и пр.).

Перед постановкой на дежурство в составе ЗРК ракета подвергается контрольной проверке без разборки. Диагностирование состояния ракеты проводится с помощью штатных систем встроенного контроля ЗРК. Как правило, такой контроль проводится в автоматизированном режиме, что достигается за счет широкой компьютеризации комплексов. В случае отказа какой-либо бортовой системы ракета снимается с дежурства.

При возможности отказавшая система заменяется (без ремонта). Очень важно, чтобы оборудование было скомпоновано по блочному принципу, а конструкции узлов крепления блоков были легкосъемными. Это обеспечивает замену блоков оборудования с минимальными затратами труда и времени. Важную роль играет взаимозаменяемость комплектующих изделий и деталей. Она способствует сокращению затрат труда и материалов при последующем обслуживании и ремонте ракет. От этого фактора зависит успешное внедрение агрегатно-узлового ремонта и обслуживания по состоянию.

По истечении регламентного срока эксплуатации ракеты подвергаются тщательному контролю с проведением контрольных пусков. При наличии отказов ракеты направляются для доработок на заводы-изготовители. По результатам проверок и пусков принимается решение о продлении срока эксплуатации и уровне надежности ракет в течение этого срока с ориентацией на то, чтобы общий срок службы ракет составлял примерно 20 лет.

Заключительная стадия эксплуатации – *утилизация* ракет. В настоящее время эта стадия очень неопределенная и весьма трудоемкая, что является следствием недоработок при создании существующего парка ракет. По современным требованиям разработка технологии утилизации должна быть неотъемлемой частью проектных исследований и отражаться в проектной документации. С самого начала должно предусматриваться, какая часть элементов ракеты будет использоваться в качестве запасного фонда, какая часть планируется для использования в последующих модификациях ракеты; особенно тщательно должны прорабатываться технологии уничтожения топлив и взрывчатых веществ.

Последовательность конструкторско-технологического проектирования. Перечисленные технические аспекты проектирования конструкций отражают в основном смысловую сторону проектной задачи. Практическое решение задачи увязывается с общим проектированием ракеты и представляет собой совокупность процедур постепенного уточнения облика конструкции.

С формальной точки зрения любое проектирование представляет собой преобразование некоторого исходного описания в окончательное. Исходное описание по своей сути есть техническое задание на проектирование объекта, а окончательное описание – это полный комплект документации, содержащий сведения, необходимые и достаточные для создания и применения технического объекта. Преобразование исходного описания в окончательное проходит через ряд промежуточных описаний, которые так же, как и окончательное описание, являются проектными решениями. Разработка конструкции ЛА осуществляется на этапах предварительного, эскизного и рабочего проектирования. Каждому из этих этапов соответствуют свои проектные решения, различающиеся степенью детализации.

На этапе предварительного проектирования, когда формируются новые технические предложения, проектные решения отражают преимущественно функциональный аспект. Конструкторские проработки здесь на уровне анализа физических принципов действия, поиска новых технических идей. На основе исследований последних достижений научно-технического прогресса формируются опорные варианты конструктивных схем, устанавливается круг приемлемых конструкционных материалов, прорабатываются узловые зоны конструктивно-силовой увязки отдельных частей ЛА.

На этапе эскизного проектирования конструкторские проектные решения получают дальнейшую определенность. Конструкция ЛА на этом этапе прорабатывается так подробно, как это требуется для того, чтобы убедиться в реалистичности создания ЛА на принятых принципах. В соответствии с указанной целью здесь решаются следующие основные задачи:

– уточняется конструктивно-силовая схема планера (основа, костяк конструкции), позволяющая реально сочетать силовые коммуникации с объемной компоновкой ЛА и его членением на агрегаты, секции и узлы;

– разрабатывается типаж разъемных стыков агрегатов планера, проверяется их работоспособность и взаимозаменяемость;

– прорабатываются варианты сборки агрегатов ЛА и планера;

– выбирается (разрабатывается) типаж конструктивных решений основных элементов силовой схемы.

Многоплановые проектные решения этой стадии приводят к полной определенности компоновки ЛА, устройства конструкции, кинематики механизмов, линий силовых, энергетических и других коммуникаций.

На этапе рабочего проектирования в дополнение к функциональной и конструктивной определенности обеспечивается достижение полной технологической определенности. Здесь выпускается рабочая техническая документация – чертежи, пакеты прикладных программ различного назначения, инструкции технологического и эксплуатационного характера.

Производственная конструкторская документация включает в себя материалы четырех уровней:

– рабочие чертежи (или программы для ЭВМ) на изготовление деталей;

– сборочные чертежи узлов (панелей, рулей, силовых шпангоутов и т.п.);

– сборочные чертежи агрегатов (крыльев, отсеков корпуса);

– нивелировочно-регулировочный чертеж ракеты, отражающий взаимное расположение частей планера и предельные отклонения подвижных частей.

Основным исходным документом, определяющим перечисленную выше официальную производственную документацию, является комплект конструктивно-сборочных чертежей агрегатов ЛА и их узлов. Такой чертеж является плодом творческого труда конструктора. Прорабатывая агрегат на этом чертеже, конструктор убеждается сам и убеждает руководство в состоятельности своих проектных предложений и выбирает из них то единственное решение агрегата, которое позволяет наиболее рационально сочетать в агрегате его функциональные и технологические свойства, отвечающие требованиям к проектируемому ЛА.

Завершенный конструктивно-сборочный чертеж агрегата и спецификация к нему несут исчерпывающую информацию функционального, технологического и комплектационного содержания, которая в полной мере отражает устройство агрегата и его внешние и внутренние связи. Эта информация представляется в виде пяти групп [6, 43]:

– архитектурной – отражающей очертания агрегата в двух основных проекциях, сечениях и разрезах, снабженных размерами, описывающими внешние очертания в соответствии с теоретическим чертежом ЛА;

– установочной – содержащей установочные размеры, связывающие агрегат с основными строительными осями ЛА, а также размеры, определяющие положение и геометрию узлов стыка агрегата со смежными агрегатами, положение и геометрию узлов навески рулей, элеронов и т.п.

– компоновочной – определяющей размещение в агрегате других узлов и систем, точки крепления этих узлов и конструкции;

– конструктивно-технологической – отражающей размещение элементов продольного набора, членение агрегата на узлы (подсборки), материалы элементов конструкции;

– технологической – содержащей директивы на сборку, контроль, испытания агрегата, а также технологические требования к узлам и деталям.

8.2. КОНСТРУКТИВНЫЕ СХЕМЫ ЗУР И ИХ АНАЛИЗ

8.2.1. Характерные особенности современных ЗУР

В отличие от зенитных ракет предыдущих поколений, создаваемые в настоящее время ракеты и ЗРК характеризуются целым рядом новых функциональных качеств. К их числу следует отнести:

– высокую единичную вероятность поражения СВН, постоянно растущую боеготовность, способность обнаружения и сопровождения множества целей, возможность одновременного обслуживания нескольких целей (многоканальность), помехозащищенность от радиопротиводействия противника;

– существенно возросшие маневренные свойства ракет и, как следствие, значительно (примерно в два раза) возросшие максимальные перегрузки;

– непрерывно уменьшающееся время реакции и перехвата цели, что достигается за счет вертикального старта, подвижных пусковых установок и особенно за счет высоких скоростей ЗУР;

– значительное расширение диапазона дальностей и высот перехвата целей;

– модульное построение ракет, высокий уровень унификации, простоту эксплуатации и технического обслуживания, способность функционировать в любых погодных условиях.

Следствием реализации перечисленных и других особенностей ЗРК является то, что ракеты последних поколений становятся все более сложными и более дорогими. Причем эта тенденция носит общемировой характер, что объясняется трудностями поражения современных СВН. Существенно выросли требования к надежности ракет; коренным образом изменилось обслуживание: оно практически не требуется, ракета постоянно готова к функционированию. Непрерывно растет уровень автоматизации управления боевыми действиями. В ЗРК, имеющем высокие тактико-технические характеристики и большую скорострельность, наблюдение за сотнями отметок целей на экране РЛС и одновременное поражение нескольких целей не могут осуществлять одни лишь операторы без помощи необходимой аппаратуры. Поэтому ЗРК оснащается ЭВМ, используемой оператором как для принятия решений (оценка характера угрозы, определение положения приближающихся СВН противника и т.д.), так и для автоматического определения неисправностей.

Для хранения, транспортировки и пуска ракет в большинстве комплексов используются контейнеры, представляющие собой очень непростые и дорогие изделия. Устройство контейнера в значительной мере определяется способом пуска ракеты. Для современных ЗУР применяют в основном «холодный» (с неработающим двигателем) пуск. Получили

распространение два способа «холодного» пуска: обтюраторный и катапультный.

При обтюраторном пуске контейнер выполняет функции ствола своеобразного артиллерийского орудия, снарядом в котором является ракета. Выталкивание (выстреливание) ракеты происходит за счет энергии горячих газов, образующихся при сжигании в контейнере специального твердотопливного заряда. Скорости выстреливания составляют 20–30 м/с, что обеспечивает подъем ракеты на высоту свыше 20 м. Обтюраторный пуск находит применение преимущественно для малоразмерных ракет. Катапультный пуск, как следует из названия, предполагает использование катапультных устройств в виде одного-двух автономных приводов на горячем газе, подобных тем, которые применяют на самолетах-истребителях.

По существу, контейнер следует рассматривать как часть ракеты; его нельзя проектировать изолированно, поскольку параметры и конструкция ракеты зависят от возможностей контейнера и, наоборот, конструкция контейнера отслеживает параметры ракеты, условия ее хранения, транспортировки и способ пуска. По статистике, масса контейнера составляет 25–35 % от массы ракеты, а трудоемкость изготовления примерно такая же, что и трудоемкость изготовления планера ракеты.

Постоянно совершенствуются конструкции ракет. Требования компактности пусковых установок и контейнеров, быстрой и надежной замены элементов конструкции унифицированных ракет модульного типа приводят к разработке новых конструкторских решений: складывающихся аэродинамических поверхностей, систем газодинамического управления, легкосъемных, взаимозаменяемых частей конструкции и блоков оборудования. Существенно видоизменяется облик ракет: внешне они упрощаются, широкое распространение получают бескрылые схемы. Одновременно с этим возникает ряд сложных задач, связанных с теплозащитой конструкции, динамикой и управлением полетом.

Растущие маневренность и перегрузки ракет влекут за собой применение все более прочных конструкционных материалов. Если учесть, что жесткость этих материалов остается практически на прежнем уровне, то очевидным следствием работы высоконапряженных конструкций являются большие эксплуатационные деформации и низкие частоты собственных колебаний, что способствует возникновению различного рода автоколебаний и в ряде случаев является причиной разрушения конструкции. Проблемы жесткости конструкций, ее рациональный выбор, согласованный с возможностями системы управления, приобретают первостепенное значение при проектировании конструкций.

Особо подчеркнем: внедрение новых материалов на современном этапе не является глобальным. Основным конструкционным материалом для ракет нового поколения остаются алюминиевые и магниевые сплавы. Переход на новые конструкционные материалы (титан, сталь, композиты) с точки зрения эксплуатационных условий для ракет нового поколения может быть оправдан. Однако такой шаг трудно обосновать экономически. Новые конструкционные материалы значительно дороже существующих и уступают им в технологическом отношении. Трудоемкость обработки титана, например, почти на порядок выше, чем алюминиевых сплавов. Кроме того, для его обработки требуется переоснащение производственной базы. Все это, вместе взятое, по затратам значительно перекрывает те небольшие плюсы, которые можно было бы получить благодаря уменьшению массы при широком использованиии новых материалов.

Технологические свойства ракет нового поколения отслеживают главным образом возможности существующей производственной базы; основная тенденция состоит в расширении объема высокопроизводительных процессов: литья, штамповки и других малооперационных технологий. Преобразовывается технология механообработки. Заметно более широкое применение находят технологические процессы, управляемые по программам, которые разрабатываются в ходе автоматизированного проектирования конструкций.

8.2.2. Конструкции корпусов ЗУР

Корпус ЗУР состоит из двух частей: твердотопливного двигателя, часто занимающего до 60–70 % корпуса, и ряда функциональных отсеков, служащих для размещения оборудования, целевого груза и других устройств. В настоящем разделе рассматриваются конструкции фукциональных отсеков.

Корпуса ЗУР имеют в основном простые геометрические формы в виде тел вращения. Носовая часть корпуса обычно параболическая, реже коническая с удлинением $\lambda = L_{\text{нос}} / D = 3 \div 5$, центральная часть коническая и (или) цилиндрическая и кормовая часть коническая или оживальная. Девяносто процентов ЗУР имеют калибр в диапазоне 200–600 мм.

Обобщенной характеристикой корпуса является его конструктивная схема, отражающая взаимное расположение основных силовых элементов конструкции (обшивки, продольного и поперечного набора), которые воспринимают нагрузки, действующие на корпус; их конструктивное оформление; методы изготовления и соединения этих элементов между собой. По силовой схеме и конструкции функциональные элементы весьма разнообразны. Это объясняется разнородностью воспринимаемых ими нагрузок, особенностью размещения грузов и оборудования и, главное, различием функционального назначения. Рассмотрим распространенные конструкции.

Носовые антенные обтекатели. Внешне это очень простые конструкции, а по существу – наиболее сложные, поскольку они должны удовлетворять весьма противоречивым требованиям. Действительно, высокие скорости полета требуют, чтобы обтекатели имели хорошую аэроди-

намическую форму, большое удлинение, но такая форма не удовлетворяет требованиям, предъявляемым бортовыми радиолокационными станциями и тепловыми головками самонаведения. Также противоречивы требования прочности и радиопрозрачности, технологии и прочности и т.д. К этому нужно добавить и то, что условия работы носовых обтекателей – самые экстремальные. В числе опасных воздействий:

– тепловой удар – аэродинамический нагрев с очень высоким градиентом температуры по времени, следствием чего является возникновение температурных напряжений в конструкции, а также изменение электрических свойств материала обтекателя;

– эрозия обтекателя – постепенное разрушение внешней поверхности вследствие плавления, сублимации и уноса материала стенки обтекателя при значительном аэродинамическом нагреве, а также вследствие воздействия дождевых капель, снега или града при полете сквозь полосу осадков (даже с умеренными скоростями);

– электризация внешней поверхности обтекателя вследствие трения с атмосферой, что нарушает нормальную работу бортовой радиолокационной станции (из-за импульсных разрядов);

– проникновение влаги вовнутрь, обледенение обтекателя, что приводит к ухудшению радиотехнических характеристик антенн.

В идеальном случае обтекатель не должен вносить искажений в поле электромагнитной волны, излучаемое или принимаемое антенной. Но это нереально, стенка обтекателя неизбежно вносит амплитудные и фазовые искажения в параметры проходящих волн. Речь, следовательно, может идти лишь о нахождении компромиссного решения между требованиями аэродинамики, теплофизики, прочности, физико-химическими свойствами конструкционных материалов и радиотехническими характеристиками. Именно по этой причине проектирование и изготовление обтекателей, несмотря на кажущуюся простоту конструктивно-силовой схемы, является более сложной задачей по сравнению с проектированием и изготовлением других «сухих» отсеков корпуса ЛА.

Для эффективного прохождения электромагнитной энергии антенные обтекатели изготовляются из радиопрозрачных диэлектрических материалов с высокими прочностными характеристиками. Наибольшее применение в настоящее время получили стеклопластики, керамопластики и керамические материалы. Каждый из этих материалов целесообразно использовать для конкретного диапазона эксплуатационных условий. Достоинством стеклопластиков является высокая механическая прочность; они эффективно работают при умеренных скоростях полета при температурах до 300–350 °С. Коэффициент линейного расширения позволяет сравнительно легко соединять стеклопластики с металлами. Недостатком стеклопластиков является большой разброс, нестабильность и значительное снижение при нагреве физико-механических и диэлектрических характеристик. Изготовляются обтекатели из стеклопластиков методами: автоклавным, прямого прессования, вакуумным, пропитки под давлением.

Керамопластиковые обтекатели обладают лучшей стойкостью к эрозии, более высокой прочностью, их температурный диапазон также более широкий – до 700–1000 °С. Однако их электрические характеристики по своей стабильности намного уступают керамическим материалам. Обтекатели из керамопластиков изготовляются методом литья под давлением с большой точностью, почти не требующей механической обработки.

Для высокоскоростных ЛА в настоящее время широко внедряются обтекатели из окисной керамики, ситаллов, нитридов бора и кремния. Эти материалы обладают высокой термостойкостью и стабильностью диэлектрических характеристик при очень высоких температурах (ситаллы – до 1200–1400 °С, кварцевая керамика – до 3000 °С), достаточной устойчивостью к радиации, пылевой и дождевой эрозии. Достоинством керамических и стеклокристаллических материалов является незначительное (близкое к нулю) влагопоглощение; такие обтекатели сохраняют свои радиотехнические характеристики в любых погодных условиях без применения влагозащитных покрытий. Но они имеют очень низкую пластичность и ударную вязкость. Поэтому проектирование, изготовление и эксплуатация антенных обтекателей из таких материалов сопряжены с определенными трудностями.

Радиопрозрачные оболочки выполняют однослойными или многослойными. Однослойные оболочки проще по конструкции и технологичнее. Такие оболочки подразделяются на тонкостенные, когда толщина стенки δ значительно меньше длины волны в свободном пространстве ($\delta = (0{,}05 \div 0{,}1)\lambda_o$), и толстостенные с толщиной стенки, равной или кратной полуволне радиоизлучения. Преимуществами тонкостенных обтекателей являются слабое влияние δ на радиотехнические характеристики, высокая радиопрозрачность в широком диапазоне частот, малая чувствительность к углу падения электромагнитной волны. Недостатками являются низкая механическая прочность и хрупкость. Если бортовая радиолокационная станция работает в сантиметровом диапазоне с длиной волны порядка 3 см, то толщина стенки обтекателя оказывается всего лишь 1,5–3 мм, что обычно не удовлетворяет требованиям прочности. В длинноволновой части сантиметрового диапазона ($\lambda_o = 8 \div 10$ см), когда $\delta = 6 \div 8$ мм, такие оболочки могут успешно использоваться. Однако из обтекателей с однослойной стенкой наибольшее применение получили полуволновые оболочки, обеспечивающие минимальные искажения сигнала и потери энергии при прохождении электромагнитной волны через стенку обтекателя.

Толщина оболочки такого обтекателя определяется по формуле

$$\delta = k\frac{\lambda}{2\sqrt{\varepsilon - \sin^2\theta}}, k = 1, 2, 3, ..., \quad (8.1)$$

где λ – длина волны бортовой РЛС; ε – диэлектрическая проницаемость стенки обтекателя; θ – угол падения волны на стенку. При нормальном падении электромагнитной волны на стенку ($\theta = 0$)

$$\delta_0 = k\lambda/(2\sqrt{\varepsilon}). \quad (8.2)$$

Практически для всех обтекателей их конструктивное исполнение определяют три основные зоны: радиопрозрачная оболочка, наконечник обтекателя и узел стыковки оболочки со смежным отсеком корпуса. Возможная конструкция этих зон для крупногабаритного обтекателя диаметром 750 мм показана на рис. 8.2.

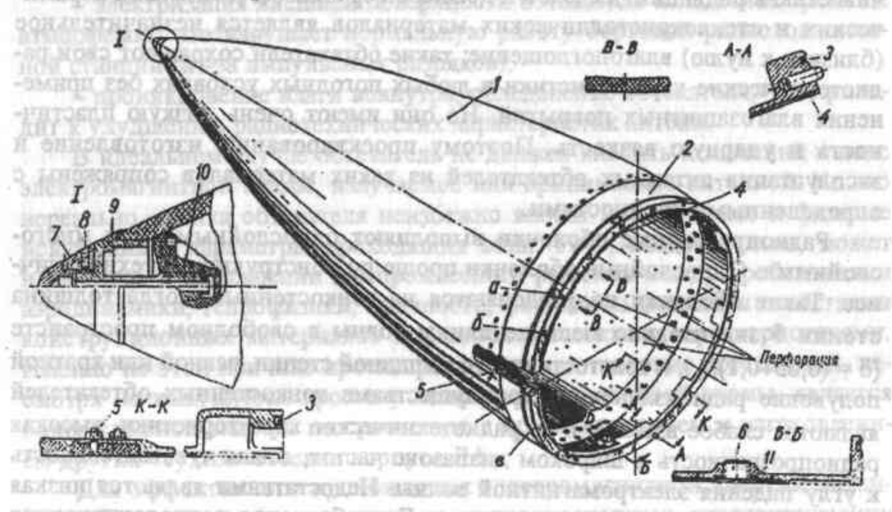


Рис. 8.2. Конструкция крупногабаритного радиопрозрачного обтекателя ЗУР

Отсек обтекателя состоит из радиопрозрачной оболочки *1*, шпангоута *2*, носка *7*, наконечника *9* и колпачка *10*. Радиопрозрачная оболочка выполнена из стеклопластика в виде нескольких слоев стеклоткани, пропитанных смолой. Для предохранения оболочки от разрушения газами, образующимися в толще стенки от нагрева связующего вещества во время полета ракеты, на ее внутренней поверхности сделаны сверления (перфорация) на глубину 0,5 толщины стенки для выхода газов.

Шпангоут *2* изготовлен из сплава АМГ6, служит для стыковки обтекателя со смежным отсеком; к основанию оболочки крепится двумя рядами болтов *5*. Шпангоут имеет пазы «*а*» для размещения стыковочных болтов, проточку «*в*» под гибкую ленту, закрывающую пазы, канавку «*б*» для герметизирующего шнура *3* и отверстие, закрываемое пробкой *6* с уплотнительным резиновым кольцом *11*. Для фиксации положения отсека относительно ГСН при его установке на ракету на торце шпангоута установлены два штифта *4*.

Колпачок *10* изготовлен из пресс-материала АГ-4 и предназначен для закрепления в отсеке наконечника *9*, изготовленного из титанового сплава и предназначенного для установки в него юстировочного приспособления. Отверстие под юстировочное приспособление закрывается титановым носком *7*, который навинчивается на наконечник и контрится винтом *8*.

Наиболее ответственным и опасным элементом обтекателя при восприятии внешних силовых факторов является его оболочка, особенно из хрупких материалов на основе керамики. Поэтому в конструкции обтекателя должны быть предусмотрены специальные меры, обеспечивающие его нормальное функционирование при наземной эксплуатации и в полете. Это относится, прежде всего, к соединениям керамических оболочек с металлическими шпангоутами. При существенно различных коэффициентах температурного линейного расширения α будет иметь место значительная разница в деформациях этих двух элементов, что может повлечь за собой возникновение температурных напряжений вплоть до разрушающих, если не предусмотреть специальные меры. В частности, очень эффективно применение для шпангоутов специальных металлических сплавов с коэффициентом линейного расширения, близким к α керамики.

В конструкциях хрупких оболочек должны быть исключены концентраторы напряжений, особенно в сильнонагруженных сечениях. Опасными концентраторами напряжений являются болтовые и винтовые соединения любого типа. Для керамических оболочек такие соединения неприемлемы. Концентрация напряжений в хрупкой оболочке значительно уменьшается, если ее торец свободен от нагрузок. Тогда напряжения, обусловленные краем шпангоута, рассредоточиваются на более обширную зону. Конструктивно свободный торец реализуется в виде напуска, т.е. продолжения оболочки за торец шпангоута в сторону второго отсека корпуса.

Примеры конструкций соединения хрупкой оболочки со стыковым шпангоутом, реализующих указанные выше требования, показаны на рис. 8.3.

Оболочка *1* со стыковым шпангоутом *3* соединяется через промежуточное кольцо *2*, изготовляемое из специального сплава (рис. 8.3, *а*) или композита (рис. 8.3, *б*) с температурным коэффициентом линейного расширения, близким к соответствующему коэффициенту у хрупкого материала оболоч-

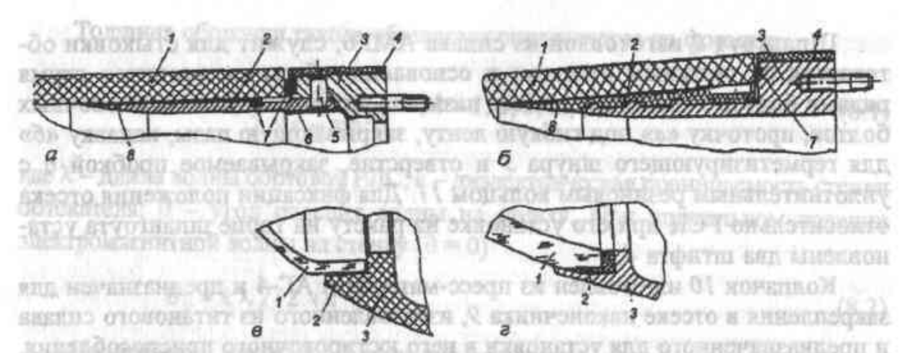


Рис. 8.3. Конструкции соединений обтекателей со смежными отсеками

ки. Для снижения концентрации напряжений кольцо *2*, приклеенное к оболочке *1* эластичным клеем *8*, имеет уменьшающуюся к переднему краю толщину. Шпангоут *3*, теплоизолированный покрытием *4*, соединяется с промежуточным кольцом *2* с помощью штифтов 5. При использовании кольца *2* из композитов предпочтение отдается клеевому соединению. Напуск оболочки *1* между кольцом *2* и шпангоутом *3* обеспечивает принцип свободного торцевого сечения. Жесткое защемление оболочки по ее торцу в зоне шпангоута *3* исключено за счет зазора и упругих шнуров *7*. Герметизация стыка выполнена с помощью герметика *6*.

Примеры конструктивных решений по сочленению сферических обтекателей, защищающих инфракрасные тепловые головки, со смежными отсеками корпуса ЛА показаны на рис. 8.3, *в*, *г*. На рис. 8.3, *в* теплопрозрачный обтекатель *1* по своей цилиндрической поверхности посажен на клее *2* в корпус из стеклопластика или керамического материала. На рис. 8.3, *г* показан обтекатель *1*, вмонтированный в металлическую конструкцию *3* при помощи завальцовки. Герметизация соединения обеспечивается герметиком *2*.

Рулевые, аппаратурные и другие отсеки корпуса. Очень часто отсеки корпусов ЗУР выполняют по моноблочной схеме, когда конструкция состоит всего из двух элементов: обшивки и шпангоутов. Причем в ряде случаев шпангоуты используются только для стыковки отсеков корпуса, а нормальные шпангоуты оказываются излишними. Все силовые факторы (поперечные силы, изгибающий и крутящий моменты) воспринимает обшивка, которая может быть изготовлена из листа, литьем вместе со шпангоутами или методом прессования. Между собой элементы конструкции соединяются сваркой или клепкой.

На рис. 8.4 показана типовая конструкция сварного моноблочного отсека диаметром 600 мм и длиной 1200 мм. Силовую схему отсека образуют обечайка *11*, стыковые шпангоуты *2* и *9* и два промежуточных шпан-

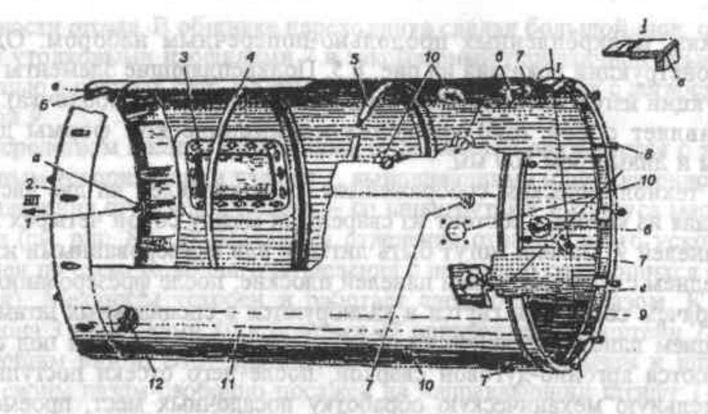


Рис. 8.4. Конструкция сварного моноблочного отсека корпуса

гоута *4* и *5*. Все элементы отсека изготовлены из материала АМГ6. Обечайка сварена из листового материала толщиной 2,5 мм. Имеет вырез под люк *3*, окантованный двумя листами, обеспечивающими плавное изменение жесткости оболочки. На обечайке установлены три тройника *6* пневмосистемы, четыре приемника статического давления *7* и несколько пробок *10*. Стыковые шпангоуты обработаны по торцам. Для фиксации отсека на каждом из шпангоутов предусмотрены штифты *12*. Стыковка со смежными отсеками – фланцевая с помощью болтов (шпилек) *1*, *8*, устанавливаемых в отверстиях «*б*» под углом к оси ракеты. Для обеспечения взаимозаменяемости и герметизации отсека на шпангоутах предусмотрены пазы «*a*», клиновидный выступ «*в*» и вырез «*e*».

Для сильнонагруженных отсеков корпуса, диаметр которых не менее 400–500 мм, наивыгоднейшее использование материала имеет место в

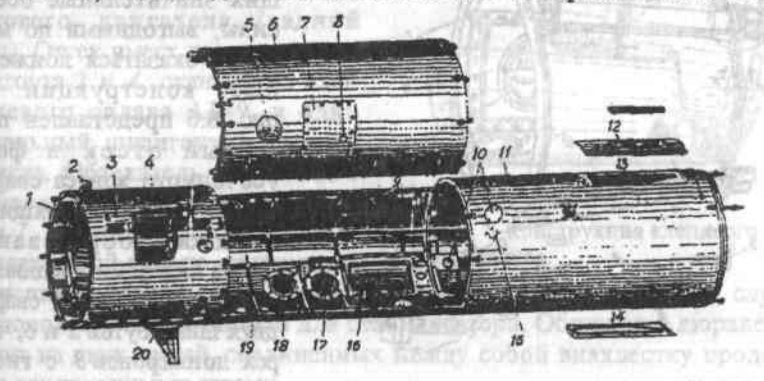


Рис. 8.5. Отсек корпуса вафельной конструкции с большим вырезом

оболочках, подкрепленных продольно-поперечным набором. Одна из таких конструкций показана на рис. 8.5. Подкрепляющие элементы в этой конструкции изготовлены заодно с обшивкой (вафельная оболочка). Отсек представляет собой тело вращения цилиндрической формы длиной 2500 мм и диаметром 500 мм.

По технологическим соображениям отсек разделен на две части *4* и *11*, каждая из которых состоит из сваренных между собой четырех магниевых панелей *9*. Панели могут быть литыми или фрезерованными из плит. В последнем случае заготовки панелей плоские; после фрезерования панели в горячем состоянии гнутся и калибруются в специальных штампах. В дальнейшем панели механически обрабатываются по кромкам под сварку; соединяются аргонно-дуговой сваркой, после чего отсеки поступают на окончательную механическую обработку посадочных мест, проемов под люки *7, 13, 14, 16, 17, 18* и окна – глазки *5, 8, 10, 12, 15*. Механическая обработка гнезд *3* отсека *4* под крылья производится совместно с полушпангоутами *1*, служащими для подкрепления гнезд крыла.

Монтаж оборудования осуществляется через люк *19*, охватывающий почти половину поперечного сечения. Крышка *6* люка вырезается из корпуса отсека после сварки его панелей. В верхней части отсека на специальной площадке установлен бугель *2* для подъема ракеты, в нижней части – бугель *20*, являющийся опорой ракеты на пусковой установке.

Для отсеков, соединяющих ускоритель с маршевой ступенью и передающих значительные осевые силы, выгодными по массе могут оказаться лонжеронные конструкции. На рис. 8.6 представлен переходный отсек в форме усеченного конуса сварной конструкции, состоящий из обшивки *4*, образованной двумя панелями, соединенными электродуговой сваркой, двух шпангоутов *2* и *6*, четырех лонжеронов *3* с гнездами *5* и узлами *1*. Лонжероны установлены на наружной

Рис. 8.6. Конструкция отсека корпуса, подкрепленного лонжеронами

поверхности отсека. В обшивке переходника сделан большой люк, окантованный уголковыми профилями *7* и закрываемый герметичной крышкой *8* с помощью анкерных гаек. На крышке *8* имеется малый люк с легкосъемной крышкой *9*.

Посредством гнезд *5* переходный отсек жестко связывается с твердотопливным ускорителем, а узлами *1*, выполняющими одновременно функции разделения ступеней в полете, – со шпангоутами *1* корпуса маршевой ступени (см. рис. 8.6, *а*). Механизм отделения отработавшего ускорителя выполнен по схеме холодного разделения с помощью срезающихся болтов (шпилек). Механизм устроен и работает следующим образом. К торцу лонжерона *3* шпильками *10* и болтами *13* прикреплен кронштейн *11* с направляющим пазом. Этот кронштейн болтами *12* привинчен к шпангоуту *1*, а своим пазом свободно посажен на направляющий штифт *14*, принадлежащий шпангоуту *1*. На рис. 8.6, *а* показано положение маршевой ступени и ускорителя до начала работы последнего, когда между ними имеется гарантированный зазор Δ. После запуска ускорителя под действием его силы тяги болты *12* срезаются, зазор ликвидируется и шпангоуты *1* и *2* плотно примыкают друг к другу (см. рис. 8.6, *б*). По окончании работы под действием сил торможения ускоритель сходит с маршевой ступени (см. рис. 8.6, *в*), т.е. происходит процесс разделения ступеней.

Выше рассмотрены сварные конструкции отсеков. Клепаные конструкции в настоящее время применяют все реже: они менее технологичны. Однако такие конструкции незаменимы при использовании трудносвариваемых материалов. В качестве примера клепаной конструкции на рис. 8.7 показан обтекатель сопла стартового двигателя (задний конус). Отсек имеет два усиленных шпангоута *2* и *4*, отлитые из алюминиевого сплава АЛ-9, и один нормальный шпангоут *1*, гнутый из листа. Обтекатель стыкуется с двигателем с помощью четырех узлов *7*. Задний шпангоут представляет собой кольцо двутаврового сечения с четырьмя бобышками *3*, имеющими глухие гнезда *5*, служащие дополнительной опорой для стабилизатора. Обшивка *6* дюралевая, состоит из двух частей, соединенных между собой внахлестку продольными заклепочными швами.

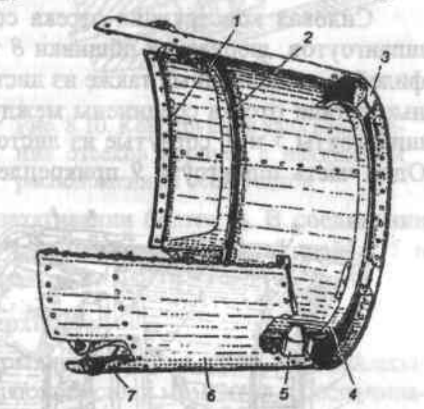


Рис. 8.7. Конструкция клепаного отсека корпуса

В тех случаях, когда по компоновочным или эксплуатационным соображениям требуется целый ряд вырезов, люков и лючков, конструкция отсека усложняется. Появляется необходимость вводить окантовки и различные усиливающие элементы. На рис. 8.8 показан аппаратурный отсек, в котором снизу имеется устанавливаемый на винтах *14* с анкерными гайками *2* большой люк *13* для монтажа аппаратуры и с боков – два продольных выреза *15* под антенны на всю длину отсека.

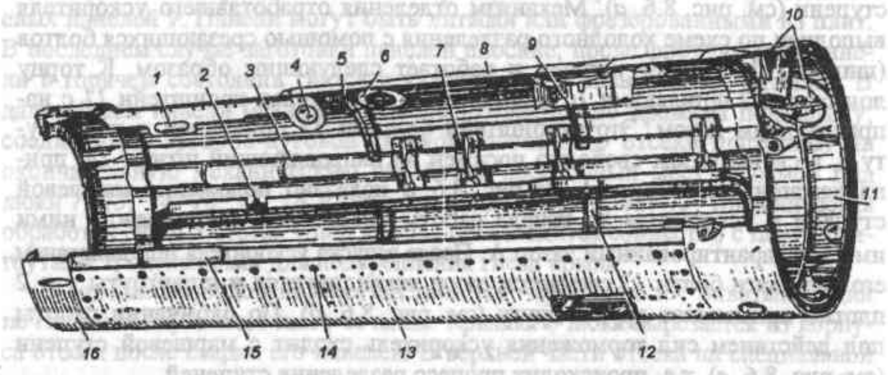


Рис. 8.8. Конструкция аппаратурного отсека

Силовая конструкция отсека состоит из переднего *16* и заднего *11* шпангоутов, дюралевой обшивки *8* толщиной 1,5 мм, двух боковых профилей *3*, выполненных также из листового дюраля толщиной 2 мм. Основные детали отсека соединены между собой заклепками. Промежуточные шпангоуты *5* и *9*, согнутые из листового дюраля, состоят из двух частей. Одна часть шпангоута *9* прикреплена к обшивке отсека, другая *12* – к крышке *13* большого люка. Продольные боковые профили *3*, окантовывающие вырезы под антенны, являются одновременно лонжеронами, на которые опираются блоки оборудования, закрепляемые с помощью кронштейнов *7*. Для подхода к местам регулировки оборудования и установки пиропатронов в отсеке предусмотрены люки *1, 4, 6, 10*.

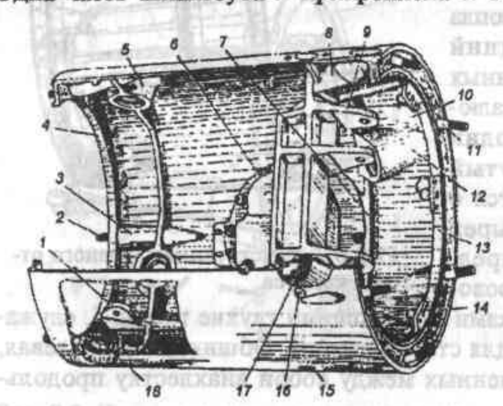


Рис. 8.9. Конструкция литого отсека корпуса

В последние годы в связи с освоением технологии литья крупногабаритных отсеков из легких сплавов все более широкое применение находят литые конструкции. Показанный на рис. 8.9 рулевой отсек корпуса диаметром 400 мм отлит из магниевого сплава и обработан по внешней поверхности, торцам и отдельным участкам внутренней поверхности. В передней и хвостовой частях отсека имеются усиленные шпангоуты *4* и *13*. В средней части образован промежуточный шпангоут *7* с двумя кронштейнами *8*, подкрепленными продольными ребрами. К кронштейнам на четырех болтах крепится литая балка *9* двутаврового сечения с проушинами для качалок управления.

У переднего шпангоута на противоположных стенках имеются два механически обработанных кронштейна *1* для крепления рулевых машин. Вблизи переднего торца по окружности расположены четыре бобышки *5*, в которых расточены отверстия и запрессованы подшипники *18*. На эти подшипники опираются хвостовики рулей. В приливах *3* и *10* усиленных шпангоутов расточены наклонные отверстия для стыковочных болтов *2, 11*. В конструкции отсека предусмотрены также кронштейны *14* для крепления оборудования, приливы *12* и *17* для ввода кабелей, эксплуатационный люк *6* и окна – лючки *15, 16*.

Типовой узел соединения рассматриваемого отсека *3* со смежным отсеком *1* показан на рис. 8.10. В отверстия стыковочных шпангоутов впрессованы стальные втулки *6*, предохраняющие магниевый корпус отсека от повреждения при затягивании болтов *2*. В соединении предусматривается контровка болтов с помощью пружинной шайбы *5* и герметизация в виде уплотнительного кольца *4*.

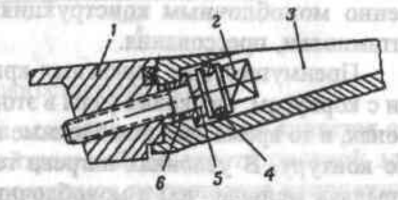


Рис. 8.10. Конструкция узла соединения отсеков корпуса с наклонным расположением осей болтов

8.2.3. Конструкции несущих поверхностей

Несущие поверхности ЛА – это крылья, оперение, рули, дестабилизаторы. Они служат для создания управляющих сил и моментов, обеспечивающих управляемый полет. Несущие поверхности ЗУР работают в исключительно сложных условиях воздействия интенсивного нагрева (особенно передних кромок) и больших маневренных нагрузок, следствием чего существенными оказываются аэроупругие эффекты. Требования к конструкциям несущих поверхностей связаны с указанными особенностями их работы. Учет этих особенностей (см. п. 8.6) составляет основное содержание задачи их проектирования.

Конструкции несущих поверхностей ЗУР очень разнообразны, хотя, как и для других агрегатов планера, можно указать ряд признаков, которые обобщенно характеризуют конструкции. Такими признаками являются конструктивно-технологическая схема, способ теплозащиты и схема раскладывания несущих поверхностей при старте ракеты. Приведем типовые решения, иллюстрирующие указанные признаки.

Каркасные крылья. Несущие поверхности ЗУР, как правило, имеют малые удлинения. Конструктивно-технологические схемы таких поверхностей разделяют на две большие группы: каркасные и моноблочные. Главный отличительный признак, лежащий в основе такой классификации, – технология изготовления конструкции.

Каркасные конструкции, как правило, *наборные*, т.е. имеют многодетальный силовой набор (каркас) и обшивку постоянной или переменной толщины. Между собой элементы конструкции соединяют сваркой, реже склеивают. Каркасные крылья имеют минимальную добавочную массу, обусловленную технологией изготовления, однако они мало ориентированы на высокопроизводительные технологические процессы, что свойственно моноблочным конструкциям, изготавливаемым методами литья, штамповки, прессования.

Преимуществом каркасных крыльев является простота узлов стыковки с корпусом. Стыковые узлы в этом случае делаются в основном на лонжеронах, в то время как моноблочные крылья должны стыковаться с корпусом по контуру. В условиях нагрева температурные напряжения в каркасных крыльях меньше, чем в моноблочных. Стеснение температурным деформациям в каркасных крыльях создают преимущественно сосредоточенные силовые элементы; сравнительно тонкая обшивка незначительно препятствует температурному расширению.

Каркасы крыльев могут быть самыми разнообразными: в виде продольно-поперечного или веерообразного набора, с лонжеронами и без лонжеронов в виде многостеночной конструкции, с нервюрами и без нервюр. Часто каркасные крылья в качестве основного силового элемента имеют один или несколько лонжеронов, которые воспринимают основную часть изгибающего момента, а сравнительно тонкая слабо подкрепленная обшивка преимущественно работает на сдвиг от крутящего момента и перерезывающей силы.

Широкое применение для крыльев с малой строительной высотой находят многостеночные конструкции (рис. 8.11). Применение обычных подкрепляющих обшивку профилей, занимающих значительную часть высоты крыла, в тонких крыльях оказывается невыгодным, так как потребная высота подкрепляющих элементов практически соизмерима с высотой сечения крыла. Вследствие этого материал силовых элементов при изгибе крыла работает с малыми напряжениями, что невыгодно по

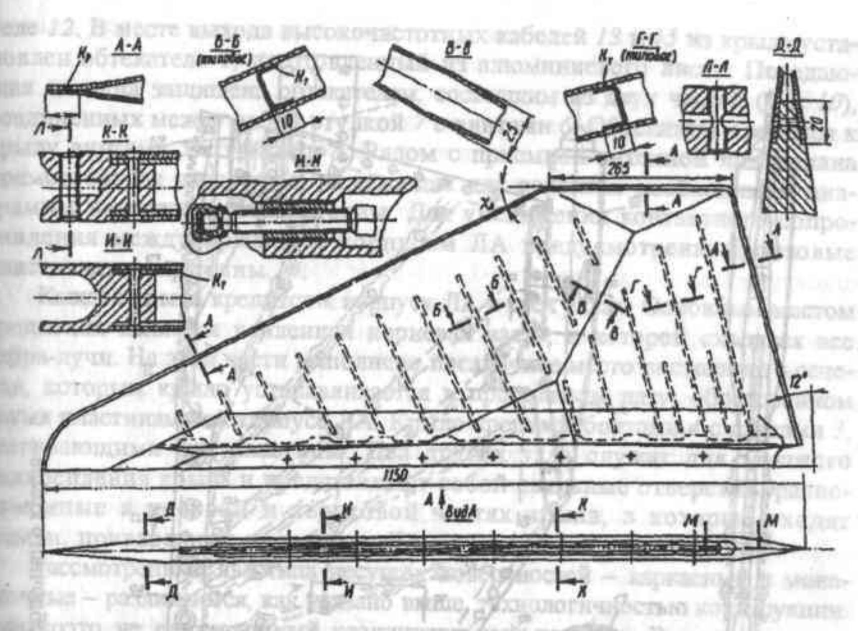


Рис. 8.11. Конструкция многостеночного крыла

массе. В многостеночной конструкции основным элементом является обшивка, т.е. наиболее удаленный от нейтральной плоскости силовой элемент. Стенки подкрепляют обшивку, повышают критические напряжения обшивки и разгружают ее от касательных напряжений. Это повышает жесткость крыла и способствует снижению его массы.

Моноблочные крылья. Основные достоинства моноблочных крыльев – способность нести большие нагрузки, высокая жесткость, высокая технологичность, хорошее качество наружной поверхности. Конструкции таких крыльев часто изготавливаются из отдельных панелей. Тип панели и ее параметры определяются из условий теплопрочности.

На рис. 8.12 показано типовое моноблочное крыло, состоящее из двух панелей, отштампованных из магниевого сплава. Панели переменной толщины усилены лучевыми ребрами, расходящимися от места заделки крыла. Между собой панели соединены нестандартными заклепками *2* из высокопрочного алюминиевого сплава, в местах постановки которых в ребрах образованы местные утолщения. По передней и задней кромкам, а также в местах, где толщина крыла невелика, панели склепаны стандартными заклепками впотай с обеих сторон.

На крыле установлены антенны аппаратуры радиоуправления и радиовзрывателя: передающая – под обтекателем *10* и приемная – в держа-

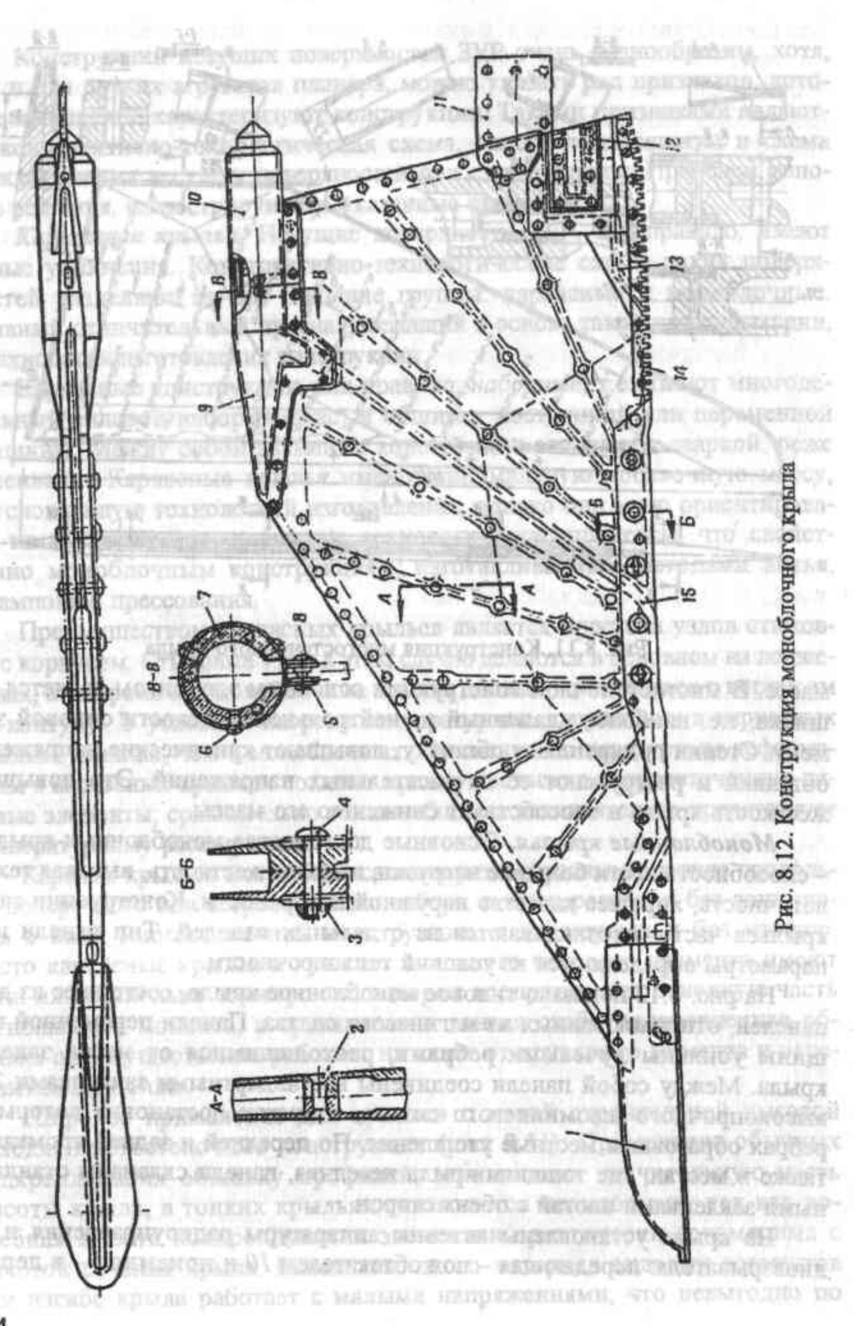


Рис. 8.12. Конструкция моноблочного крыла

теле *12*. В месте выхода высокочастотных кабелей *13* и *15* из крыла установлен обтекатель *1*, изготовленный из алюминиевого листа. Передающая антенна защищена обтекателем, состоящим из двух частей (*9* и *10*), соединенных между собой втулкой *7* с винтами *6*. Обтекатель крепится к крылу винтами *5* с гайками *8*. Рядом с приемной антенной приклепана прямоугольная пластина *11*, служащая для создания необходимой диаграммы направленности антенны. Для уменьшения контактного сопротивления между крылом и корпусом ЛА предусмотрены бронзовые пластинчатые пружины *14*.

Каждое крыло крепится к корпусу ЛА в трех узлах. Основным местом крепления является усиленная корневая часть, к которой сходятся все ребра-лучи. На этой части выполнено посадочное место постоянного сечения, которым крыло устанавливается в продольном пазу, образованном двумя пластинами на корпусе ЛА. Крыло крепится болтами *4* с гайками *3*, стягивающими эти пластины. Два других узла служат для местного подкрепления крыла и представляют собой овальные отверстия, расположенные в носовой и хвостовой частях крыла, в которые входят штыри, приваренные на корпусе ЛА.

Рассмотренные два типа несущих поверхностей – каркасные и моноблочные – различаются, как указано выше, технологичностью конструкции. Однакозто не единственный различительный признак. Вторым важным различительным признаком является работа обшивки.

Особенностью наборных конструкций, особенно лонжеронной схемы, является сосредоточение материала в поясах лонжеронов, создание, таким образом, толстостенных элементов, хорошо работающих на сжатие. Обшивка даже в наиболее нагруженной зоне (вблизи бортового сечения) практически полностью исключается из работы по восприятию изгибающего момента, т.е. здесь имеет место четкое разграничение функций силовых элементов. Одни элементы (лонжероны) воспринимают изгибающий момент и передают его на корпус, выполняя основную задачу конструкции, а другие (обшивка с подкрепляющими элементами) образуют необходимую аэродинамическую форму несущей поверхности и воспринимают крутящий момент. Ввиду того что толщина обшивки, потребная для восприятия крутящего момента, невелика, а возможности уменьшения толщины ограничены конструктивно-технологическими соображениями и требованиями обеспечения гладкости поверхности, обшивка является несиловым элементом конструкции, а ее масса – добавочной. Возрастание массы лонжеронной конструкции происходит также из-за приближения рабочего материала поясов к нейтральной оси при уменьшении толщины несущей поверхности или увеличении нагрузки. Вблизи нейтральной оси материал работает неэффективно и для вос-

приятия изгибающего момента требуется увеличение площади поясов лонжеронов сверх значений, требуемых для толстых крыльев.

В моноблочных конструкциях отражено стремление использовать для восприятия изгибающего момента все элементы продольного набора. Причем главным силовым элементом в таких конструкциях выступают обшивка или подкрепленные панели (для больших по площади несущих поверхностей). Потеря устойчивости обшивкой (панелью) означает потерю работоспособности всей несущей поверхностью. Масса обшивки в таких конструкциях составляет до 60 % массы крыла. Прямым следствием вовлечения в работу по восприятию изгибающего момента обшивки (с подкрепляющими элементами) являются низкие средние значения напряжений, следовательно, избыточность массы, что особенно характерно при невысоком уровне нагружения.

Приведенный анализ указывает на то, что обе конструктивные схемы – наборная и моноблочная – имеют свои достоинства, однако не свободны и от недостатков. Преимущество того или иного типа конструкции проявляется в зависимости от целого ряда факторов, главными из которых являются: уровень действующих нагрузок; строительная высота профиля; ограничения на минимальные толщины конструктивных элементов; условия крепления к корпусу.

Теплонапряженные конструкции. Наблюдается устойчивая тенденция повышения скорости полета современных зенитных ракет. Это, как известно, расширяет зону возможной атаки и повышает эффективность поражения цели. Максимальные скорости ЗУР порядка 2000 м/с можно считать освоенными. Хотя ЗУР имеют непродолжительное время полета, однако нагрев конструкции при столь высоких скоростях оказывается весьма значительным. Особенно высокие температурные и аэродинамические нагрузки испытывают поворотные несущие поверхности, выполняющие функции рулей-элеронов бескрылых высокоскоростных ЗУР. Одна из конструкций такой несущей поверхности показана на рис. 8.13.

Силовую схему руля-элерона образует лонжерон *8* двутаврового сечения, изготовленный заодно с хвостовиком руля *1*, и две литые панели *7* и *9* коробчатого сечения с перегородками, соединенные с лонжероном с помощью аргонно-дуговой сварки. Все силовые элементы изготовлены из титанового сплава. Наиболее теплонапряженная передняя часть руля представляет собой затупленный тонкий профиль *4*, выполненный из специального жаростойкого вольфрамового сплава. Профиль *4* крепится к передней коробчатой панели винтами *5*. Лонжерон и силовые панели руля облицованы пятимиллиметровым слоем теплозащитного покрытия (ТЗП) *6* из стекловолокнистого материала, пропитанного кремнийорганической смолой. Бортовая нервюра во избежание прогара от локальных тепловых потоков, возникающих при отклонении руля, облицована еще более

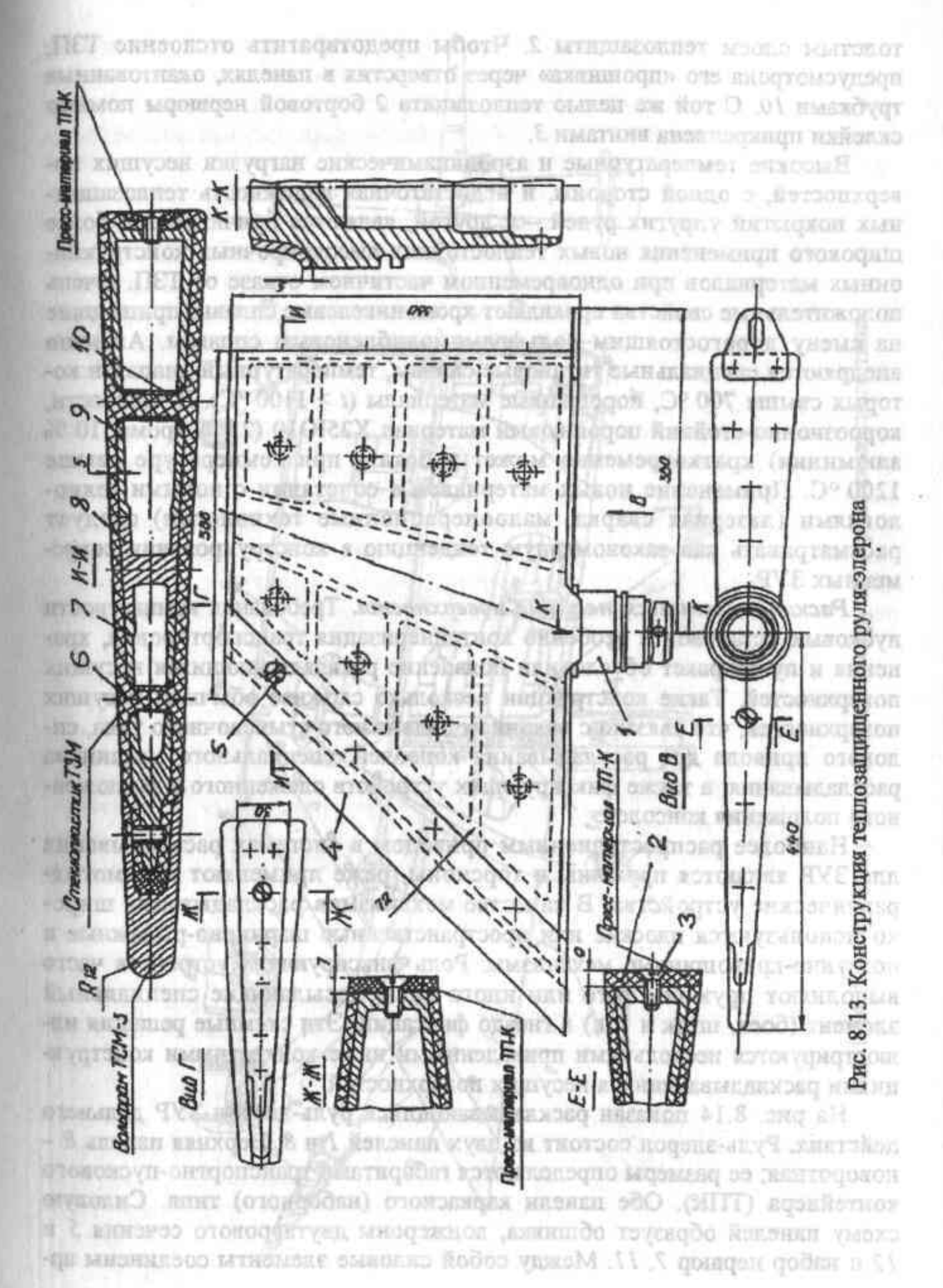


Рис. 8.13. Конструкция теплозащищенного руля-элерона

толстым слоем теплозащиты *2*. Чтобы предотвратить отслоение ТЗП, предусмотрена его «прошивка» через отверстия в панелях, окантованные трубками *10*. С той же целью теплозащита *2* бортовой нервюры помимо склейки прикреплена винтами *3*.

Высокие температурные и аэродинамические нагрузки несущих поверхностей, с одной стороны, и недостаточная надежность теплозащитных покрытий упругих рулей – с другой, являются причиной все более широкого применения новых теплостойких высокопрочных конструкционных материалов при одновременном частичном отказе от ТЗП. Очень положительные свойства проявляют хромоникелевые сплавы, пришедшие на смену дорогостоящим вольфрамомолибденовым сплавам. Активно внедряются специальные титановые сплавы, температурный диапазон которых свыше 700 °С, порошковые материалы (t > 1100 °С). В частности, коррозионно-стойкий порошковый материал Х25Ю10 (25 % хрома, 10 % алюминия) кратковременно может работать при температуре свыше 1200 °С. Применение новых материалов в сочетании с новыми технологиями (лазерная сварка, малооперационные технологии) следует рассматривать как закономерную тенденцию в конструировании современных ЗУР.

Раскладывающиеся несущие поверхности. Требования компактности пусковых установок и особенно контейнеризация транспортировки, хранения и пуска ракет обусловили появление раскладывающихся несущих поверхностей. Такие конструкции несколько сложнее обычных несущих поверхностей, что связано с наличием подвижного стыковочного узла, силового привода для раскладывания консолей, специального механизма раскладывания, а также фиксирующих устройств сложенного и разложенного положения консолей.

Наиболее распространенным приводом в системах раскладывания для ЗУР являются пружины и торсионы, реже применяют пневмогидравлические устройства. В качестве механизмов раскладывания широко используются плоские или пространственные шарнирно-рычажные и ползунно-кривошипные механизмы. Роль фиксирующих устройств часто выполняют пружины того или иного типа, досылающие специальный элемент (боек, шток и т.п.) в гнездо фиксации. Эти схемные решения иллюстрируются несколькими приведенными ниже конкретными конструкциями раскладывающихся несущих поверхностей.

На рис. 8.14 показан раскладывающийся руль-элерон ЗУР дальнего действия. Руль-элерон состоит из двух панелей *1* и *8*. Верхняя панель *8* – поворотная; ее размеры определяются габаритами транспортно-пускового контейнера (ТПК). Обе панели каркасного (наборного) типа. Силовую схему панелей образует обшивка, лонжероны двутаврового сечения *5* и *12* и набор нервюр *7*, *11*. Между собой силовые элементы соединены ар-

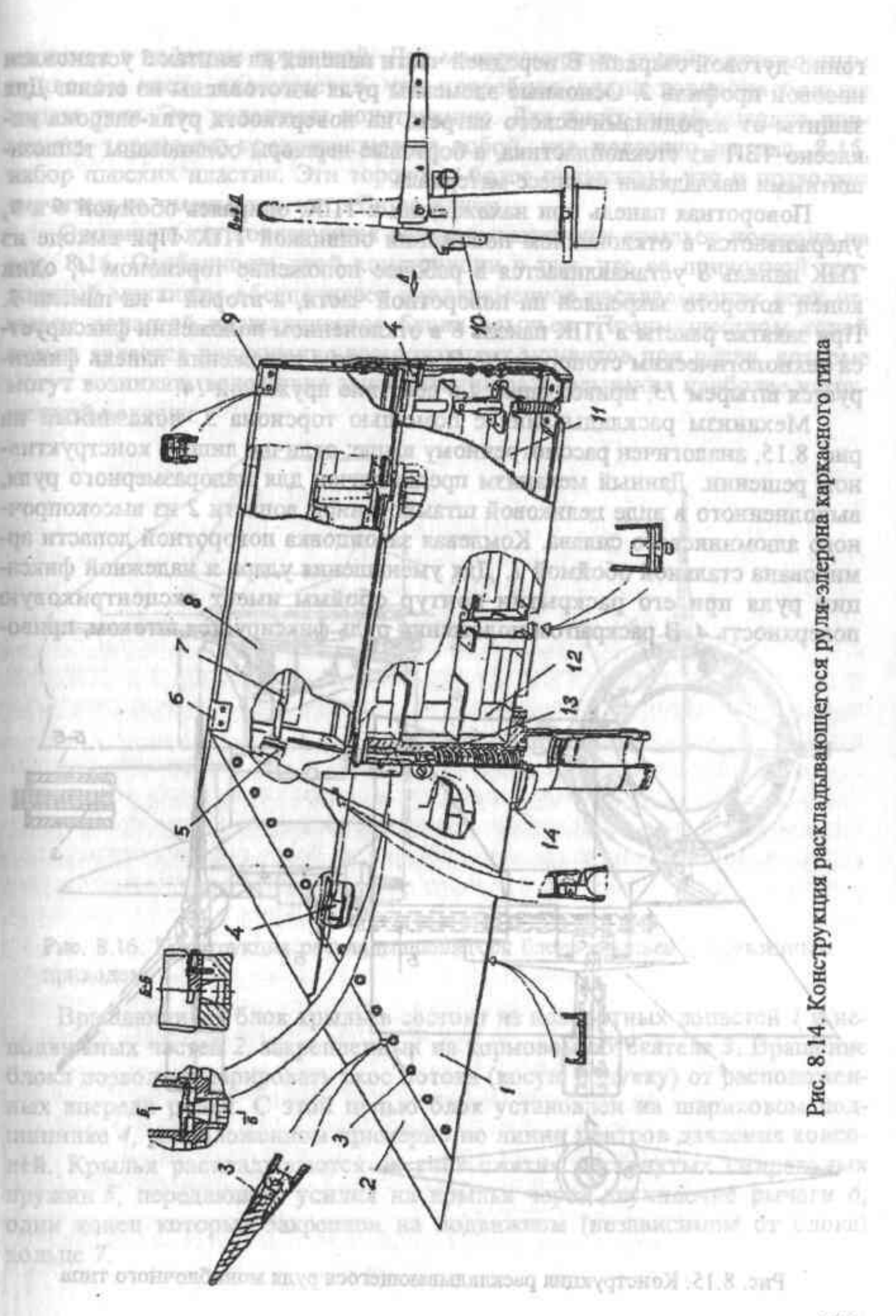


Рис. 8.14. Конструкция раскладывающегося руля-элерона каркасного типа

гонно-дуговой сваркой. В передней части панелей на винтах *3* установлен носовой профиль *2*. Основные элементы руля изготовлены из стали. Для защиты от аэродинамического нагрева на поверхность руля-элерона наклеено ТЗП из стеклопластика, а бортовые нервюры облицованы теплозащитными накладками из пресс-материала.

Поворотная панель при нахождении в ТПК, опираясь обоймой *6* и *9*, удерживается в отклоненном положении обшивкой ТПК. При выходе из ТПК панель *8* устанавливается в рабочее положение торсионом *4*, один конец которого закреплен на поворотной части, а второй – на панели *1*. При закатке ракеты в ТПК панель *8* в отклоненном положении фиксируется технологическим стопором *10*. В раскрытом положении панель фиксируется штырем *13*, приводящимся в действие пружиной *14*.

Механизм раскладывания с помощью торсиона *3*, показанный на рис. 8.15, аналогичен рассмотренному выше; отличие лишь в конструктивном решении. Данный механизм предназначен для малоразмерного руля, выполненного в виде целиковой штампованной лопасти *2* из высокопрочного алюминиевого сплава. Комлевая законцовка поворотной лопасти армирована стальной обоймой *1*. Для уменьшения удара и надежной фиксации руля при его раскрытии контур обоймы имеет эксцентриковую поверхность *4*. В раскрытом положении руль фиксируется штоком, приво-

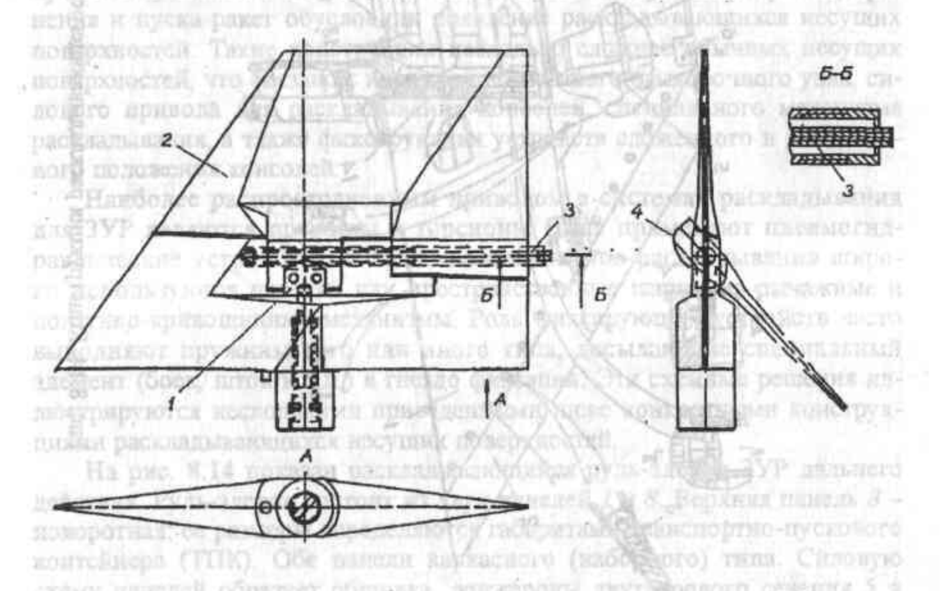


Рис. 8.15. Конструкция раскладывающегося руля моноблочного типа

дящимся в действие пружиной. Для малоразмерных рулей с торсионным приводом часто оказывается, что потребная длина торсиона больше хорды руля. Это усложняет конструкцию. Для таких рулей выгодно применять торсионы, представляющие собой, как показано на рис. 8.15, набор плоских пластин. Эти торсионы более податливы, что и позволяет значительно уменьшить потребную длину.

Оригинальная конструкция раскладывающихся крыльев показана на рис. 8.16. Особенность этой конструкции в том, что ее приводной пружинный механизм обеспечивает одновременное раскладывание всех четырех лопастей вращающегося блока крыльев. Преимуществом такой схемы является исключение возмущающих моментов при пуске, которые могут возникать вследствие запаздывания раскладывания наиболее нагруженной консоли.

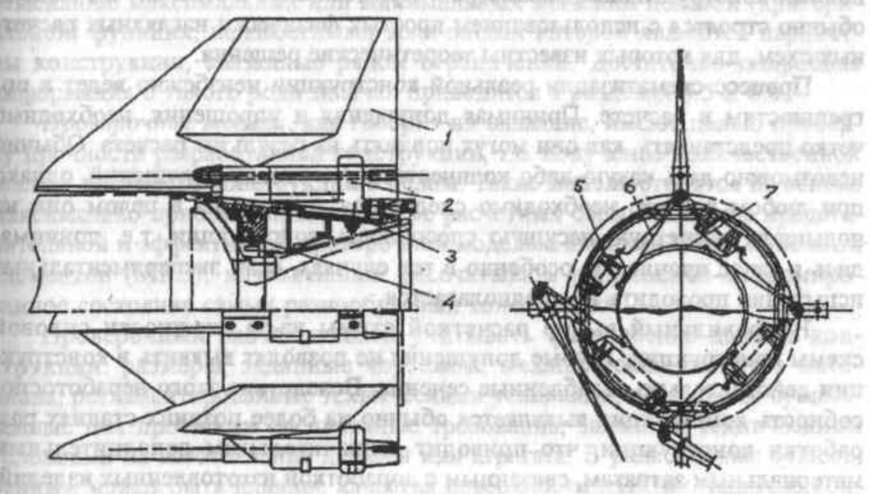


Рис. 8.16. Конструкция раскладывающегося блока крыльев с пружинным приводом

Вращающийся блок крыльев состоит из поворотных лопастей *1* и неподвижных частей *2*, закрепленных на кормовом обтекателе *3*. Вращение блока позволяет парировать скос потока (косую обдувку) от расположенных впереди рулей. С этой целью блок установлен на шариковом подшипнике *4*, расположенном примерно по линии центров давления консолей. Крылья раскладываются за счет сжатия растянутых спиральных пружин *5*, передающих усилия на крылья через двухплечие рычаги *6*, один конец которых закреплен на подвижном (независимом от блока) кольце *7*.

8.3. ИНЖЕНЕРНЫЕ ЗАДАЧИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ КОНСТРУКЦИЙ ЗУР

8.3.1. Прочностное обеспечение при проектировании конструкций

Расчетные модели. В зависимости от цели проводимого расчета и уровня проработанности технического предложения различают три типа расчетных моделей: оценочные (проектировочные), оптимизационные и проверочные.

Оценочные (проектировочные) модели прочности конструкций применяют на стадии проектной разработки с целью определения наиболее рационального варианта технического решения и приближенной оценки основных конструктивных параметров. Применяемые в этом случае модели обычно строятся с использованием простых физически наглядных расчетных схем, для которых известны теоретические решения.

Процесс схематизации реальной конструкции неизбежно ведет к погрешностям в расчете. Принимая допущения и упрощения, необходимо четко представлять, как они могут повлиять на результат расчета. Обычно невозможно дать какую-либо количественную оценку допущений, однако при любом расчете необходимо следить за тем, чтобы в целом они не повышали расчетную несущую способность конструкции, т.е. принимались в запас прочности, особенно в тех случаях, если экспериментальные испытания проводить не предполагается.

Неправильный выбор расчетной схемы из-за сложности силовой схемы конструкции, грубые допущения не позволят выявить в конструкции действительно ослабленные сечения. Вследствие этого неработоспособность конструкции выявляется обычно на более поздних стадиях разработки конструкции, что приводит к значительным дополнительным материальным затратам, связанным с доработкой изготовленных изделий, и одновременно – к увеличению сроков создания ЛА. Практика показывает, что конструкция должна иметь расчетную схему с дифференцированными в силовом отношении функциями составляющих ее узлов, деталей и возможность разбивки ее на ряд простых конструктивных элементов (стержней, балок, панелей и т.п.).

Расчетная схема во многом определяет выполнение требования минимальной массы конструкции при достаточной прочности и жесткости. Чем крупнее рассчитываемый узел, тем большее значение для оценки массы имеет точность расчета. Более точный расчет способствует большей экономии массы конструкции.

Важной составной частью расчетной модели является схема соединения рассматриваемого элемента с другими конструктивными элементами,

препятствующими перемещению рассматриваемого элемента под действием заданной нагрузки. При выборе схемы соединения следует пренебрегать второстепенными связями, по возможности упрощать их, считая, например, соединение чисто шарнирным или моментным и т.д. Оценочные модели могут использоваться при решении как прямых, так и обратных проектировочных задач. На практике предпочтение отдается прямым задачам. Ряд типовых проектных задач, базирующихся на использовании оценочных моделей, приводится в разделе 8.3.2.

Оптимизационные модели – это инструментарий оптимального проектирования конструкций, цель которого состоит в нахождении параметров конструкции, наилучшим образом удовлетворяющих требованиям не только прочности, но и жесткости, технологичности, надежности и др. Оптимальное проектирование конструкций часто сводится к задачам по отысканию максимальных или минимальных значений целевой (критериальной) функции, неизвестными величинами которой являются параметры конструкции, связанные рядом ограничений. Достаточно подробная информация о такого рода задачах приводится в разделах 8.5 и 8.6.

Проверочные модели, как говорит их название, имеют целью проверку прочности разработанной конструкции, т.е. получение количественной оценки прочности конструкции в целом. Такие модели строятся на основе максимально приближенных к натуре расчетных схем. Наиболее представительной и эффективной проверочной моделью является метод конечных элементов (МКЭ), позволяющий рассчитывать напряженно-деформированное состояние самых разнообразных конструкций.

Проверочный расчет должен учитывать фактические данные конструкции: размеры, заданные чертежом, механические свойства материала, регламентированные техническими условиями, а также все существенные для прочности специальные требования, заданные техническими условиями на изготовление деталей или агрегата. В ряде случаев существенным может быть влияние качества поверхности изделия (наличие концентраторов), реальных условий и способа изготовления деталей. Последнее требует учета точности выполнения размеров (расчет по минимальным и номинальным размерам). В каждом конкретном случае может быть много подобных факторов.

Регламенты прочности. Проектирование по условиям прочности включает в себя ряд регламентов, перечень и содержание которых определяются концепцией проектирования конструкций. Современные концепции условно можно разделить на три группы: детерминистические, вероятностные и оптимизационные. В табл. 8.1 приводится сопоставление этих подходов с общих позиций.

Таблица 8.1

Общий подход	Детерминистический	Вероятностный	Оптимизационный
Способ регламентирования	Опытно-эмпирический или расчетный	Вероятностный	По экстремуму целевой функции
Надежность конструкции	Качественная характеристика	Задается в зависимости от типа ЛА	Соответствует экстремуму целевой функции
Распределение надежности по элементам	Не определяется	Не рассматривается	Может быть учтено
Интенсивность отказов	Учитывается коэффициентом безопасности	Является переменной	Не рассматривается
Нагрузки, эксплуатационные условия	Расчетные	Вероятностное определение	Вероятностное определение
Коэффициент безопасности	Задается эмпирически	Определяемая величина	Определяется по экстремуму целевой функции
Запас по ресурсу	Задается эмпирически	Определяемая величина	Определяемая величина

Основу *детерминистического подхода* составляет коэффициент безопасности, определяемый как отношение разрушающей нагрузки к эксплуатационной:

$$f = \frac{N_{разр}}{N^{э}}. \tag{8.3}$$

Разрушающей называется такая нагрузка $N_{разр}$, при которой возникает предельное напряженно-деформированное состояние материала элементов конструкции, соответствующее началу разрушения или появлению больших деформаций, при которых нарушается работа конструкции. Под эксплуатационной нагрузкой $N^{э}$ понимают наибольшую возможную при нормальной эксплуатации нагрузку, определенную расчетом.

Определение параметров конструкции и расчет прочности ведется, как правило, по разрушающим нагрузкам. Поскольку разрушение конструкций может происходить вследствие потери прочности или вследствие потери устойчивости, то соответственно в качестве разрушающих напряжений принимают предел прочности материала $\sigma_в$ или критическое напряжение $\sigma_{кр}$. Для конструкций с многократным повторным действием нагрузок напряжения растяжения или сжатия, действующие при

эксплуатационной нагрузке, не должны превышать условный предел текучести $\sigma_{0,2}$ (чтобы исключить остаточные деформации). В этом случае расчет прочности удобнее проводить по эксплуатационным нагрузкам и действующие напряжения $\sigma^{(э)}_{дейст}$ сравнивать с напряжениями $\sigma_{0,2}$, т.е. $\sigma^{(э)}_{дейст} \le \sigma_{0,2}$.

Исторически коэффициент безопасности вводился с целью учета неопределенных отклонений, неизбежно имеющих место на практике, в числе таких неопределенностей:

– отклонения, вызванные неточностью определения и случайным характером внешних нагрузок;
– неточности методов расчета на прочность;
– отклонения в прочностных свойствах материалов;
– отклонения, вызываемые износом в процессе эксплуатации;
– технологические отклонения при производстве и сборке.

Для уменьшения коэффициента безопасности необходимо изучать эти пять источников отклонений. В современных условиях для беспилотных ЛА коэффициент безопасности, равный 1,3, считается общепринятым стандартом; для ответственных элементов конструкции принимают $f = 1{,}5$.

Хотя детерминистический подход принят и широко применяется, пересмотр его то возобновляется, то прекращается. Существуют сторонники изменений и сторонники сохранения существующего положения. Возможно, коэффициент безопасности 1,3 является рациональным, поскольку он основан на опытных данных, а с другой стороны, он является произвольным, так как мы до сих пор не располагаем достоверной количественной оценкой неопределенностей в конструировании, технологии производства и эксплуатации, которые должны компенсировать с помощью коэффициента безопасности. Однако независимо от того, может или не может быть оценена количественно степень полетной безопасности, обеспечиваемой коэффициентом безопасности, опытом его применения нельзя пренебрегать.

Вероятностные методы определения расчетных условий прочности основаны на установлении соотношения между прочностью конструкции и ее надежностью. Уровень надежности задается детерминистически на основе опыта эксплуатации существующих ЛА или по требованиям заказчика. Кроме того, в некоторых методах вероятностного подхода задается распределение надежности по различным элементам конструкции. При этом расчетные нагрузки и коэффициент безопасности определяются в соответствии с заданным уровнем надежности.

Заметим, что уровень вероятности разрушения в качестве регламента прочности – физически более ощутимая величина по сравнению с коэф-

фициентом безопасности. Даже не прибегая к установлению оптимального значения вероятности разрушения конструкции, можно судить об относительной надежности путем сравнения ее с механической надежностью уже существующих ЛА.

Вероятностные подходы к конструированию рассматриваются как более реалистичные по сравнению с детерминистическими. Вместе с тем пока не приходится говорить об их широком внедрении. Одна из причин такого положения состоит в отсутствии необходимых статистических материалов по внешним нагрузкам и прочностным характеристикам конструкции; нельзя недооценивать и роль традиций.

В *оптимизационных методах* регламенты прочности формируются на основе решения оптимизационной задачи. Чаще всего оптимизируется коэффициент безопасности. С его увеличением, с одной стороны, растет масса и, следовательно, уменьшается эффективность ЛА, но, с другой стороны, уменьшаются потери от возможного разрушения.

В качестве критериев оптимальности в этих задачах выбираются условия получения минимальной массы при заданном уровне надежности или минимуме экономических затрат при выполнении целевой задачи [6]. Возможны и другие целевые функции. Типичные трудности, возникающие при практическом решении оптимизационных задач, заключаются в сложности способов отыскания экстремумов функций многих переменных при наличии дополнительных ограничений, а также в сложности получения достоверных стоимостных данных при использовании экономических критериев.

Даже краткий анализ концепций нормирования прочности указывает на то, что в настоящее время детерминистический подход является преобладающим. Однако и другие подходы нельзя сбрасывать со счетов. Они могут и должны рассматриваться в качестве научной базы для обоснования детерминистических регламентов. Можно ожидать, что со временем более широко будут использоваться вероятностные подходы к проектированию конструкций, но степень их применимости может иметь определенную границу. Будущие подходы, вероятно, будут более строгими и одновременно будут включать упрощения чисто статистического характера.

Коэффициент безопасности – важнейший, но не единственный регламент прочности в детерминистическом подходе. При проектировании конструкций используется еще целая группа регламентов, связанных с внешними нагрузками. Их подробное рассмотрение является задачей курса «Расчет ЛА на прочность». Поэтому мы ограничимся рассмотрением лишь проектного аспекта внешних нагрузок.

Расчетные случаи нагружения. При изучении и определении внешних нагрузок обычно раздельно рассматривают условия наземной и летной

эксплуатации. Для ЗУР нагрузки, возникающие в полете, являются определяющими. Нагрузки, возникающие при наземной эксплуатации, обычно используются лишь для проверки прочности конструкции и установления допустимых режимов нагружения.

В полете на ракету действует целый спектр разнообразных нагрузок. При проектировании конструкций весь этот спектр необходимо проанализировать и выбрать расчетные условия нагружения, соответствующие наиболее опасным комбинациям нагрузок. Для ЗУР нагрузки должны определяться не только в условиях установившегося (балансировочного) режима полета, но и для переходных процессов, роль которых с возрастанием маневренности ракет становится все более существенной. Кроме того, при неустановившемся движении необходимо учитывать еще и ветровые нагрузки. В качестве расчетной принимают скорость ветра на земле w = 20 м/с. На высоте скорость порыва ветра можно считать по формуле

$$w = w_0 \sqrt{\rho_0/\rho}\,, \tag{8.4}$$

где ρ_0 и ρ – плотность воздуха на уровне моря и высоте; после высоты $H \geq 20$ км величину w принимают постоянной.

В случае порыва ветра в направлении, перпендикулярном вектору скорости полета, возникнет дополнительный угол атаки $\Delta\alpha \approx \frac{w}{V}$, что повлечет за собой дополнительную перегрузку

$$\Delta n_y \approx \frac{c_y^\alpha \rho V w S}{2mg}\,, \tag{8.5}$$

где S – площадь боковой поверхности ракеты в плане.

Как показывает практика, достаточно полный учет перечисленных нагрузок, действующих на ракету, достигается на основе рассмотрения четырех расчетных случаев нагружения. Поясним эти случаи.

Случай «Б» соответствует установившемуся (балансировочному) режиму полета с заданным максимальным значением нормальной перегрузки

$$n_y^{(Б)} = \frac{N(\alpha_{уст}) - N(\delta_{уст})}{mg}\,, \tag{8.6}$$

где $N(\alpha_{уст})$ и $N(\delta_{уст})$ – нормальная и управляющая силы, создающие $n_{y\,max}$ (рис. 8.17, *а*) и определяемые из условия равенства моментов относительного центра массы ракеты. Значения углов атаки $\alpha_{уст}$ и углов отклонения

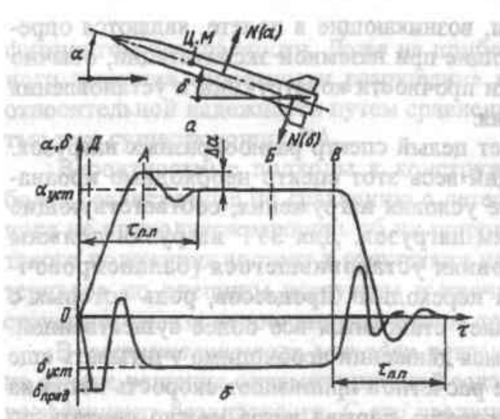


Рис. 8.17. К определению типовых расчетных случаев нагружения ЗУР:

а – схема нагружения ЗУР; *б* – значения углов α и δ для типовых расчетных случаев

руля $\delta_{уст}$ установившегося режима полета определяются из условия получения расчетных значений сил $N(\alpha_{уст})$ и $N(\delta_{уст})$ с учетом соблюдения ограничений перегрузки, угла атаки и угла отклонения воздушного руля.

Случай «А» соответствует режиму максимального заброса перегрузки в неустановившемся режиме полета (рис. 8.17, *б*). Расчет переходного процесса ведется на основе уравнений возмущенного движения ракеты (см. гл. 6). При расчете нагрузок принимается следующее сочетание параметров:

– заброс перегрузки Δn_y относительно установившегося значения определяется с учетом двух величин: заданного перерегулирования по перегрузке в переходном процессе и заброса перегрузки (8.5) от действия порыва ветра;

– нормальная перегрузка ракеты представляется в виде

$$n_y^{(A)} = n_{y\max}^{(Б)} + \Delta n_y ; \qquad (8.7)$$

– управляющая сила $N(\delta)$ принимается равной соответствующей величине в случае «Б»;

– нормальная сила $N(\alpha)$ определяется из условия получения нормальной перегрузки (8.7);

– значения углов α и δ находятся из условия получения выше определенных значений сил $N(\alpha)$ и $N(\delta)$.

Случай «Д» соответствует началу переходного процесса вывода ракеты на перегрузку. Для этого случая при расчете нагрузок на ракету принимается следующее сочетание параметров:

– значения угла атаки ракеты α и нормальной силы $N(\alpha)$ в начале переходного процесса считаются равными нулю;

– установившееся значения угла атаки в конце переходного процесса принимается равным соответствующему значению α в случае «Б»;

– перерегулирование (заброс) по углу атаки $\Delta\alpha$ в переходном процессе определяется из условия реализации заданного перерегулирования по перегрузке;

– время переходного процесса $\tau_{п.п}$ вывода ракеты на установившееся значение угла атаки определяется согласно заданным требованиям с учетом ограничения угла отклонения воздушного руля;

– управляющая сила $N(\delta)$ рассчитывается из условия обеспечения вывода ракеты с начального нулевого на установившееся значение угла атаки за время $\tau_{п.п}$ с полученным выше значением перерегулирования по углу атаки (определенную таким образом управляющую силу часто называют «инерционной» управляющей силой);

– если модуль «инерционной» управляющей силы меньше модуля «балансировочной» управляющей силы в случае «Б», то значение силы $N(\delta)$ в случае «Д» принимается как в случае «Б»;

– угол отклонения воздушного руля определяется из условия получения силы $N(\delta)$.

Случай «В» соответствует началу переходного процесса сброса нормальной перегрузки от ее установившегося значения до нуля. Расчет переходного процесса сброса перегрузки ведется при следующих допущениях и предположениях:

– исходные значения угла атаки и нормальной силы принимаются равными соответствующим значениям в случае «Б»;

– перерегулирование по углу атаки определяется из условия реализации заданного перерегулирования по перегрузке в переходном процессе;

– время $\tau_{п.п}$ вывода ракеты с установившегося значения угла атаки на его нулевое значение определяется согласно заданным требованиям с учетом ограничения угла отклонения воздушного руля;

– «инерционная» управляющая сила (аналогия со случаем «Д») рассчитывается из условия обеспечения времени $\tau_{п.п}$ для полученного выше значения перерегулирования по углу атаки;

– управляющая сила $N(\delta)$ представляется как векторная сумма «балансировочной» управляющей силы, определенной в случае «Б», и «инерционной» управляющей силы;

– угол отклонения руля δ рассчитывается из условия получения силы $N(\delta)$.

Рассмотренные поперечные нагрузки должны быть дополнены продольными нагрузками. Последние рассчитываются для реализованных в каждом расчетном случае значений углов атаки и углов отклонения воздушных рулей, а также для случая полета ракеты с нулевым углом атаки. Весь этот цикл расчетов по определению поперечных и продольных нагрузок повторяется для всех *расчетных* траекторий. Выбор расчетных

траекторий производится на основе анализа зон поражения. Как правило, просматриваются характерные короткие и длинные траектории с вариациями положения точек встречи с целью.

8.3.2. Типовые проектировочные задачи на основе оценочных расчетных моделей

Антенный обтекатель. На этапе разработки конструкции внешние геометрические параметры обтекателя считаются известными: они определены при формировании облика ЗУР. Основным параметром, подлежащим расчету, является толщина стенки обтекателя. Ее значение определяют радиотехнические и прочностные требования. Выбор толщины стенки целесообразно производить исходя из условий прочности, а далее проверять удовлетворение требованиям радиопрозрачности.

Наилучшие характеристики радиопрозрачности, как известно, имеют полуволновые обтекатели, толщина стенки которых кратна целому числу полуволн в материале стенки. Эта толщина определяется по формуле (8.1):

$$\delta = k\,\frac{\lambda}{2\sqrt{\varepsilon - \sin^2\theta}}\,,\ \ k = 1, 2, 3,\ldots$$

В соответствии с изложенным толщина обтекателя должна удовлетворять условиям

$$\sigma_{max}(\delta) = \frac{M_{из}}{\pi R\delta} + \sigma_т \le \sigma_{разр}\ ;$$

$$\tau_{max}(\delta) = \frac{Q}{2\pi R\delta} - \frac{2M_{из}\operatorname{tg}\alpha}{\pi R^2\delta} \le \tau_{разр}\ ; \qquad (8.8)$$

$$\delta = k\,\frac{\lambda}{2\sqrt{\varepsilon - \sin^2\theta}}\,,\ \ k = 1, 2, 3,\ldots\ ,$$

где $M_{из}$ и Q – изгибающий момент и перерезывающая сила в опасном сечении оболочки; $\sigma_т$ – температурные напряжения от аэродинамического нагрева; α, R, δ – угол наклона образующей обтекателя к его оси, радиус и толщина оболочки в опасном сечении.

Выбор толщины δ в соответствии с (8.8) состоит в выборе минимального k (k = 1, 2, 3,...), при котором максимальные расчетные (т.е. с учетом коэффициента безопасности) напряжения в оболочке обтекателя σ_{max} и τ_{max} меньше или равны разрушающим напряжениям $\sigma_в$ и $\tau_в$ для материала стенки.

При выборе материала обтекателя помимо свойств радиопрозрачности следует обращать внимание на стойкость материала при воздействии

«теплового» удара. Критерием теплостойкости материала является показатель [6]

$$\Lambda = \sigma_в\,\lambda / E\,\alpha\,, \qquad (8.9)$$

где $\sigma_в$ – предел прочности материала обтекателя; λ – коэффициент теплопроводности; E – модуль упругости; α – коэффициент линейного расширения. Чем больше показатель Λ, тем большую температуру аэродинамического нагрева может выдержать материал обтекателя при интенсивном тепловом потоке без растрескивания и шелушения.

Гладкая (бесстрингерная) оболочка корпуса. Гладкие оболочки в сравнении с подкрепленными отличаются конструктивной простотой, они более технологичны. Поэтому, несмотря на то что в весовом (массовом) отношении они уступают подкрепленным оболочкам, в конструкциях ЗУР, как следует из предыдущего раздела, их применяют очень широко. Особенностью работы гладких оболочек является большой разброс экспериментальных данных при воздействии осевого сжатия, что объясняется влиянием технологических погрешностей, характером действующих нагрузок и рядом других факторов. Все это требует весьма осторожного подхода к расчету устойчивости таких оболочек.

На несущую способность бесстрингерных корпусов оказывают влияние местные вырезы, конструктивные надстройки. Различного рода детали, соединенные с оболочкой сварным швом встык или внахлестку, могут заметно снизить разрушающую нагрузку из-за появления в оболочке местных несовершенств от сварки и внутренних сварочных напряжений. Аналогичное влияние на несущую способность оказывают местные вырезы, окантовки, резкие перепады жесткостей. Наличие существенной нерегулярности конструкции должно учитываться при выборе коэффициента безопасности.

Исчерпание несущей способности отсека корпуса с гладкой оболочкой связывают с потерей прочности или потерей устойчивости от действия изгибающего момента M и осевой силы N. Толщину оболочки целесообразно определять исходя из предположения, что при действии эксплуатационных нагрузок $N^{(э)}$ и $M^{(э)}$ в конструкции не возникнут пластические деформации:

$$\sigma^{(э)} = \frac{N^{(э)}}{\pi D\delta} + \frac{4M^{(э)}}{\pi D^2\delta} = \sigma_{0{,}2} \Rightarrow \delta\,, \qquad (8.10)$$

где D – диаметр отсека корпуса.

Далее следует убедиться, что оболочка, толщина которой δ, не потеряет устойчивости. Соответствующее условие работоспособности имеет вид

$$f\sigma^{(э)} \le \sigma_{кр}. \tag{8.11}$$

Критические напряжения $\sigma_{кр}$ оценивают по формуле

$$\sigma_{кр} = k_м\, k\, E \frac{\delta}{D}, \tag{8.12}$$

где $k_м = \left(1 + 1{,}25 \dfrac{4M}{ND}\right) \Big/ \left(1 + \dfrac{4M}{ND}\right)$ – коэффициент, учитывающий неравномерность распределения сжимающих напряжений по сечению от действия M и N; k – коэффициент, учитывающий влияние начальных технологических несовершенств оболочки. Приближенно его значение рассчитывают по формуле

$$k = 1{,}2\left[\sqrt{1 + 0{,}0025 \frac{D}{\delta}} - \sqrt{0{,}0025 \frac{D}{\delta}}\,\right]. \tag{8.13}$$

В том случае, когда условие (8.11) не выполняется, увеличивают толщину оболочки δ или заменяют конструктивную схему отсека, что по весовому критерию более целесообразно.

Стыковой шпангоут бесстрингерного отсека. Расчетная модель на этапе разработки конструкции – это модель первого приближения, учитывающая наиболее характерные особенности конструкции. Для бесстрингерных отсеков корпуса этому требованию соответствует расчетная схема стыкового шпангоута в виде балки на упругом основании, нагруженной циклической системой сил, равных максимальной растягивающей силе, действующей на стыковой шпангоут.

В реальной конструкции стыковой шпангоут под действием растягивающих сил (от M и N) не только изгибается, но и закручивается. При этом в оболочке отсека возникает плоское напряженное состояние, обусловленное изгибом шпангоута, и напряженное состояние типа краевого эффекта, обусловленное закручиванием шпангоута. Напряжения от закручивания шпангоута можно существенно уменьшить подбором рационального сечения шпангоута. Тогда компоненты плоского напряженного состояния будут зависеть лишь от соотношения изгибной жесткости шпангоута и жесткости обшивки на растяжение-сжатие. Максимальные напряжения в стыковом шпангоуте и оболочке отсека будут возникать в окрестности наиболее нагруженного болта.

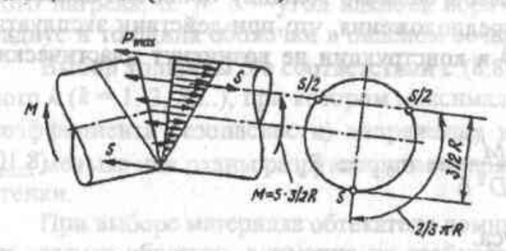


Рис. 8.18. К определению нагрузки на стыковые болты отсеков корпуса

Приближенное значение максимальной растягивающей силы найдем из условия нераскрытия стыка относительно края отсека (рис. 8.18). В предположении линейного закона изменения нормальных напряжений по контуру оболочки из этого условия следует

$$P_{max} = \frac{4M}{3nR} + \frac{N}{n}, \tag{8.14}$$

где n – количество болтов (шпилек) в стыковом узле.

Для указанной выше расчетной схемы напряжения в стыковом шпангоуте и прилегающей к шпангоуту обшивке определяются следующими зависимостями [6]:

для шпангоута

$$\bar{\sigma}_{шп}^{max} = \frac{\sigma_{шп}^{max}\, t\,\delta}{P_{max}} = \frac{\sqrt{3}}{9\pi}\, \frac{t^2 \delta}{W_{шп}}\, \sqrt[3]{\chi}\ ; \tag{8.15}$$

для обшивки

$$\bar{\sigma}_{об}^{max} = \frac{\sigma_{об}^{max}\, t\,\delta}{P_{max}} = \frac{4\sqrt{3}\ \pi}{9}\, \frac{1}{\sqrt[3]{\chi}}, \tag{8.16}$$

где

$$\chi = 4\pi^3 (3 - \mu)(1 + \mu) \frac{E_{шп} I_{шп}}{E\,\delta\, t^3}; \tag{8.17}$$

E, μ, δ – модуль упругости, коэффициент Пуассона и толщина оболочки отсека соответственно; $W_{шп}$, $I_{шп}$ – момент сопротивления и момент инерции шпангоута; t – шаг болтов (шпилек).

Неравномерность напряжений (концентрация напряжений) в прилегающей к шпангоуту оболочке зависит от жесткости шпангоута. Рациональная конструкция отсека должна быть такой, чтобы распределение напряжений в оболочке по окружности отсека было близко к линейному. В общем случае такая конструкция отыскивается с помощью методов математического программирования. Если принять в качестве

определяющих конструкцию параметров всего две величины – площадь сечения шпангоута F и толщину обечайки δ, то приближенное решение задачи можно получить простым перебором этих двух параметров. Оптимальное решение будет соответствовать такому сочетанию F и δ, при котором масса отсека минимальна. При варьировании толщины δ следует проверять, чтобы напряжения в обшивке, определяемые по формуле (8.16), не превышали предел текучести $\sigma_{0,2}$ при расчете по эксплуатационным нагрузкам и критические напряжения (8.12) – по расчетным нагрузкам.

Силовой шпангоут. Силовые шпангоуты применяют для восприятия и передачи сосредоточенных силовых факторов в своей плоскости. Задача проектирования силового шпангоута состоит в определении профиля сечения, его высоты, толщины стенок и назначении конструктивных мероприятий, исключающих потерю устойчивости тонкостенных элементов шпангоута. Некоторые из этих параметров на практике назначают исходя из конструктивно-технологических соображений. В частности, как правило, стыковые шпангоуты выполняют в виде колец двутаврового сечения постоянной или переменной жесткости.

В качестве расчетной схемы шпангоута принимается изолированное замкнутое кольцо. Действие оболочки заменяется потоком касательных

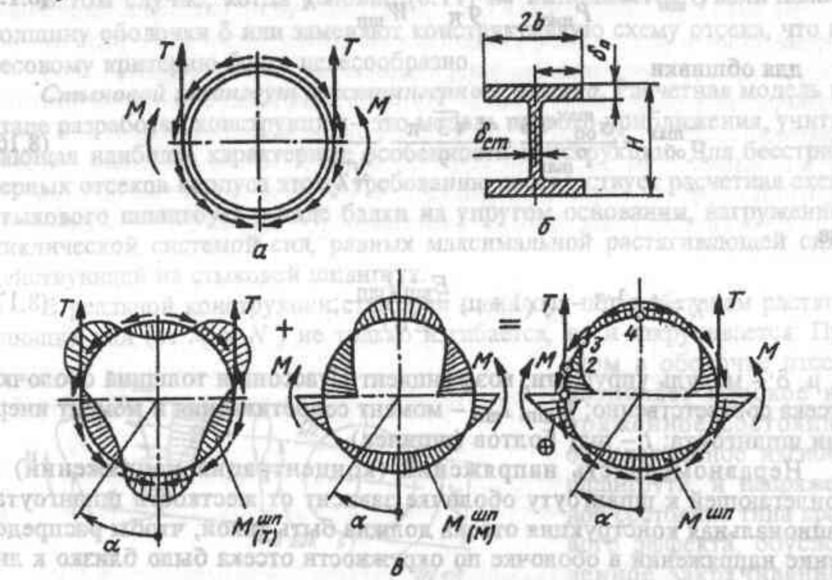


Рис. 8.19. Расчетная схема крыльевого шпангоута:
а – схема нагружения; *б* – поперечное сечение шпангоута; *в* – внутренние силовые факторы

усилий, которые определяются из условия равновесия всей системы. При раскрытии статической неопределимости кольца жесткость оболочки на изгиб по сравнению с жесткостью шпангоута считается пренебрежимо малой. Это позволяет считать, что вся внешняя нагрузка замыкается на кольце. Высота сечения шпангоута по сравнению с радиусом кривизны предполагается незначительной.

В общем случае замкнутое кольцо при действии на него произвольной системы сил является трижды статически неопределимым. Методы расчета таких колец хорошо известны и широко представлены в литературе, например [33]. На основе этих данных методом суперпозиции (наложения) можно получить внутренние силовые факторы ($M^{шп}_{из}$, $N^{шп}$, $Q^{шп}$) практически для любой схемы нагружения. Для примера рассмотрим крыльевой шпангоут корпуса, нагруженный изгибающими моментами и перерезывающими силами от консолей крыла (рис. 8.19).

Рассмотрение суммарных эпюр внутренних силовых факторов, полученных методом суперпозиции (рис. 8.19, *в*), показывает, что для определения потребных площадей сечений поясов расчетными являются сечения *1*, *2*, *3* и *4*. Значения суммарных внутренних силовых факторов ($M^{шп}_{из}$, $N^{шп}$) в этих сечениях в безразмерном виде представлены в табл. 8.2 (нормальная сила условно разделена поровну между наружным и внутренним поясами).

Таблица 8.2

Сечение	α, °	$M^{шп}_{из}/RT$	$N^{шп}_{п}/T$, внутренний пояс	$N^{шп}_{п}/T$, наружный пояс	$Q^{шп}/T$
1	90	0,5	–0,25	0,25	–0,478
2	120	–0,154	0,263	–0,263	–0,58
3	135	–0,037	0,257	–0,257	–0,514
4	180	0,114	0,239	–0,239	0

Здесь знаки зависят от того, складываются или вычитаются усилия от момента и от нормальной силы в поясе; суммарная сила в поясе (от $M^{шп}_{из}$ и $N^{шп}$) может быть как сжимающей, так и растягивающей в зависимости от знаков внешних нагрузок M и Q.

Расчет на прочность и выбор параметров шпангоута обычно ведут в предположении, что стенка тонкая, работает только на сдвиг, воспринимая всю поперечную силу $Q^{шп}$. Нормальные напряжения, возникающие от $M^{шп}$ и $N^{шп}$, воспринимаются только полками шпангоута. Тогда при выбранной высоте шпангоута H усилия $P_п$ в наружной и внутренней полках шпангоута определяют приближенно по формуле

$$P_{п} = N_{п}^{шп} \pm \frac{M^{шп}}{H}. \quad (8.18)$$

Площадь сечения полок определяют из соотношения, обеспечивающего выполнение требования равенства при эксплуатационной нагрузке $P_{п}^{(э)}$ максимальных напряжений в полке $\left(\left|\sigma_{п}^{(э)}\right|_{max}\right)$ пределу текучести материала $\sigma_{0,2}$:

$$\left|\sigma_{п}^{(э)}\right|_{max} = \frac{\left|P_{п}^{(э)}\right|_{max}}{F_{п}} \le \sigma_{0,2}. \quad (8.19)$$

Соотношение между толщиной $\delta_{п}$ и шириной $2b$ полки определяют, обеспечивая выполнение условия устойчивости при расчетной нагрузке $P_{п}^{(р)}$:

$$\left|\sigma_{п}^{(р)}\right|_{max} \le \sigma_{кр}. \quad (8.20)$$

Приближенно

$$\sigma_{кр} = kE\left(\frac{\delta_{п}}{b}\right)^2. \quad (8.21)$$

Для шпангоута, имеющего поперечное сечение, которое показано на рис. 8.19, $k = 0{,}46$ как для пластины бесконечно большой длины, сжатой в осевом направлении и опертой по трем сторонам, а с одной стороны свободной.

Толщину стенки шпангоута определяют, считая приближенно касательные напряжения равномерно распределенными по высоте и толщине стенки и не превышающими значения $\tau_{в}$:

$$\left|\tau^{(р)}\right| = \frac{\left|Q^{(р)}\right|_{max}}{H\delta_{ст}} \le \tau_{в}. \quad (8.22)$$

При работе стенки на сдвиг иногда допускают потерю ее устойчивости, так как обычно это не вызывает разрушения конструкции.

Лонжеронные крылья малого удлинения. Проектировочный анализ прочности для крыльев малого удлинения представляет определенные трудности, поскольку такие крылья можно моделировать балкой лишь при введении грубых допущений. В общем случае крыло малого удлинения следует представлять в виде оболочки или пластины переменной жесткости. Однако соответствующие расчетные модели ориентированы на компьютерную реализацию и мало пригодны для параметрического проектного анализа.

В целях изучения физики работы силовых элементов конструкции будем использовать хотя и грубую, но наиболее наглядную балочную модель. Отметим, что такая модель дает очень неплохие результаты для крыльев с лонжеронами, перпендикулярными оси корпуса. С некоторой погрешностью по такой же методике можно производить проектировочный расчет и крыльев других схем.

Крылья с силовым набором, перпендикулярным корпусу, условно разрезаются вдоль размаха крыла на отдельные части, включающие один лонжерон или стенку с прилегающей к ней обшивкой. Каждая такая часть рассматривается как балка, нагруженная приходящимися на нее воздушной и массовой нагрузками. Строя по полученным балкам эпюры изгибающих моментов, получают значения изгибающих моментов $M_{бал\,i}$. Распределяя изгибающий момент, действующий в сечении крыла, между лонжеронами в соответствии с их изгибными жесткостями, получают значения

$$M_{ж\,i} = M_{из}\frac{(EI)_i}{\sum (EI)_i}. \quad (8.23)$$

Приближенное значение фактических изгибающих моментов в сечении заделки лонжеронов определяют как среднее между $M_{бал\,i}$ и $M_{ж\,i}$:

$$M_{i0} = \frac{1}{2}\left(M_{бал\,i} + M_{ж\,i}\right)_0. \quad (8.24)$$

Разность моментов $\Delta M_i = (M_i - M_{бал\,i})_0$ уравновешивается потоком касательных сил в обшивке

$$\Delta q_i = \Delta M_i \,/\, 2F_i^{пр}, \quad (8.25)$$

где $F_i^{пр}$ – площадь сечения крыла по i-му лонжерону в продольном направлении (вдоль размаха).

Текущее значение перерезывающей силы и изгибающего момента вдоль i-го лонжерона может быть найдено по формулам:

$$Q_i(Z) = Q_{\text{бал}\,i}(Z) + \Delta q_i H_i(Z);$$
$$M_i(Z) = M_{\text{бал}\,i}(Z) + 2\Delta q_i F_{i\,\text{отс}}^{\text{пр}}(Z), \qquad (8.26)$$

где $H_i(Z)$ – строительная высота в рассматриваемом поперечном сечении лонжерона; $F_{i\,\text{отс}}^{\text{пр}}$ – площадь отсеченной части рассматриваемого продольного сечения.

Потоки касательных сил в обшивке и стенке бортовой нервюры в произвольном продольном сечении крыла

$$q = \sum_i \Delta M_i / 2F_{\text{пр}}, \qquad (8.27)$$

где $\sum_i \Delta M_i$ – сумма разностей моментов, действующих в рассматриваемом продольном сечении крыла; $F_{\text{пр}}$ – площадь этого сечения.

Распределение изгибающего момента вдоль участка заделки для крыла моноблочной схемы также можно производить в соответствии с формулой (8.24). При этом крыло условно разрезается вдоль размаха на некоторое число продольных частей.

В случае, если крыло имеет один лонжерон и набор продольных стенок, то весь изгибающий момент передается на корпус лонжероном, а перерезывающая сила – лонжероном и стенками. Так же, как и в предыдущем случае, крыло условно разрезается на продольные участки, содержащие лонжерон и стенку с примыкающей к ним обшивкой. Каждый продольный участок рассчитывается изолированно от других как консольная балка под действием приложенной к ней распределенной нагрузки, при этом определяются значения $M_{\text{бал}\,i}$ и $Q_{\text{бал}\,i}$. Поскольку стенка не может передавать на корпус изгибающий момент, то она передает его на лонжерон сдвигом обшивки, отчего возникает поток касательных усилий в сечении i-й стенки

$$\Delta q_i = (M_{\text{бал}\,i})_{\text{о}} / 2F_i^{\text{пр}}, \qquad (8.28)$$

где $F_i^{\text{пр}}$ – площадь продольного сечения крыла по i-й стенке. Силовые факторы в сечении i-й стенки определяются по формулам:

$$Q_i = Q_{\text{бал}\,i} - \Delta q_i H_i;$$
$$M_i = M_{\text{бал}\,i} - 2\Delta q_i F_i^{\text{пр}}. \qquad (8.29)$$

В бортовом сечении лонжерон нагружен полным изгибающим моментом M, который передается на лонжерон с обшивки погонными касательными силами

$$\Delta q_{\text{л}} = \sum_i (M_{\text{бал}\,i})_{\text{о}} / 2F_{\text{л}}^{\text{пр}}, \qquad (8.30)$$

где $\sum_i (M_{\text{бал}\,i})_{\text{о}}$ – сумма изгибающих моментов изолированных продольных стенок в сечении заделки.

Перерезывающая сила и изгибающий момент в сечении лонжерона определяются по формулам:

$$Q = Q_{\text{бал}} - \Delta q_{\text{л}} H_{\text{л}};$$
$$M = M_{\text{бал}} + 2\Delta q F_{\text{л отс}}^{\text{пр}}, \qquad (8.31)$$

где $M_{\text{бал}}$, $Q_{\text{бал}}$ – изгибающий момент и перерезывающая сила изолированного лонжерона.

При распределении силовых факторов в сечении крыла малого удлинения (треугольного) со сходящимся продольным набором и использовании гипотезы плоских сечений можно применить следующие формулы:

$$Q_i = Q\frac{H_i^2\cos^3\chi_i}{\sum_i H_i^2\cos^3\chi_i};$$
$$M_i = M\frac{H_i^2\cos^3\chi_i}{\sum_i H_i^2\cos^3\chi_i}; \qquad (8.32)$$
$$x_{\text{ц.ж}} = \frac{\sum_i H_i^2 x_i \cos^3\chi_i}{\sum_i H_i^2\cos^3\chi_i},$$

где χ – угол стреловидности i-го лонжерона.

Механизм раскладывания несущих поверхностей. На зенитных ракетах, как указано выше, применяют в основном простейшие приводы для раскладывания, какими являются торсионы и различного рода пружины (см. рис. 8.15, 8.16). Проектирование таких механизмов состоит в определении параметров привода и кинематических характеристик процесса раскладывания. Эти две задачи целесообразно решать последовательно в две стадии.

Первая стадия проектирования механизма раскладывания имеет целью определение нагрузок, действующих на поворотную несущую поверхность, и выбор параметров привода.

Внешней нагрузкой на поворотную часть крыла (руля) является аэродинамическая нагрузка, возникающая от действия ветра и скоростного потока. Следует заметить, что та и другая составляющие очень неопределенны и зависят от многих случайных величин: угла ориентации крыльев относительно вектора скорости ракеты при пуске, направления ветра, плотности воздуха, тяги двигателя и др. Причем поперечная нагрузка на поворотную часть может как препятствовать, так и способствовать раскрытию несущих поверхностей.

При небольших размерах поворотных частей, что свойственно ЗУР, аэродинамические нагрузки при раскрытии крыльев оказываются незначительными. Так, для ЗУР средней дальности аэродинамический момент обычно бывает не более 20 Н·м. Это позволяет при выборе проектных параметров ориентироваться на средние значения внешней нагрузки и не учитывать ее изменение в процессе раскладывания крыльев (рулей). Вторая составляющая нагрузки обусловлена упругостью торсиона (пружины).

Для раскрытия несущей поверхности необходимо, чтобы в каждый момент времени значение работы упругих сил превышало соответствующий уровень работы противодействующих сил. Учитывая, что в начальный момент раскрытия несущей поверхности момент упругих сил, как правило, значительно выше противодействующего момента (рис. 8.20, *а*),

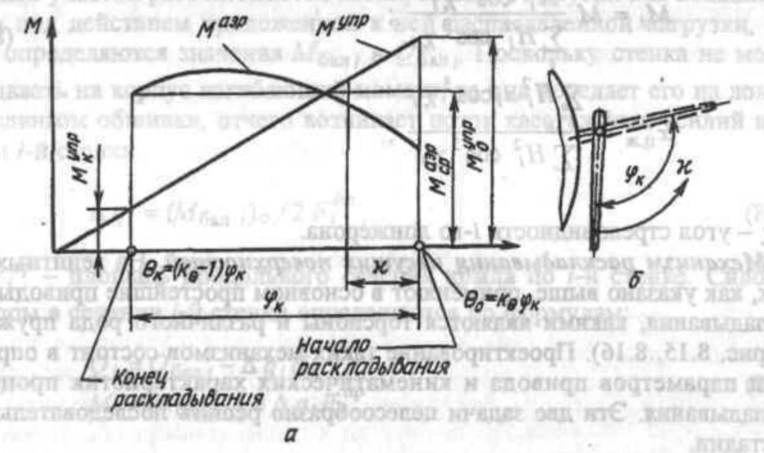


Рис. 8.20. Нагрузки, действующие на раскладывающиеся несущие поверхности

условие раскрытия допустимо представлять через соотношение работ интегрально в виде

$$A_{\text{упр}} = k_A\, A_{\text{аэр}}\,, \tag{8.33}$$

где $A_{\text{упр}}$ – работа момента упругих сил $M^{\text{упр}}$ за время раскрытия. При использовании торсиона

$$A_{\text{упр}} = \frac{1}{2} M_{\text{о}}^{\text{упр}}\,\theta_{\text{о}} - \frac{1}{2} M_{\text{к}}^{\text{упр}}\,\theta_{\text{к}}\,; \tag{8.34}$$

$A_{\text{аэр}}$ – работа момента аэродинамических сил $M^{\text{аэр}}$ за время раскрытия:

$$A_{\text{аэр}} = \int_0^{\varphi_{\text{к}}} M^{\text{аэр}}\, d\varphi \approx M_{\text{ср}}^{\text{аэр}}\,\varphi_{\text{к}}\,; \tag{8.35}$$

k_A – экспериментальный коэффициент, лежащий в диапазоне 1,25–1,75.

Предварительный угол закручивания торсиона $\theta_{\text{о}}$ обычно несколько превышает угол раскладывания $\varphi_{\text{к}}$, т.е.

$$\theta_{\text{о}} = k_\theta\,\varphi_{\text{к}}\,,\quad k_\theta \approx 1{,}1\div1{,}2\,, \tag{8.36}$$

что обеспечивает надежную фиксацию несущей поверхности после раскрытия.

Используя эту зависимость, моменты $M_{\text{о}}^{\text{упр}}$ и $M_{\text{к}}^{\text{упр}}$ можно представить в виде

$$M_{\text{о}}^{\text{упр}} = C_{\text{т}}\theta_{\text{о}} = C_{\text{т}}\,k_\theta\,\varphi_{\text{к}}\,;\qquad M_{\text{к}}^{\text{упр}} = C_{\text{т}}\,(k_\theta - 1)\,\varphi_{\text{к}}\,, \tag{8.37}$$

где $C_{\text{т}} = G\,I_{\text{кр}}\,/\,l$ – жесткость торсиона.

Условие (8.33) с учетом зависимостей (8.34)–(8.37) однозначно определяет потребную жесткость торсиона

$$C_{\text{т}} = \frac{2\,k_A}{(2\,k_\theta - 1)}\,\frac{M_{\text{ср}}^{\text{аэр}}}{\varphi_{\text{к}}}\,. \tag{8.38}$$

Чтобы перейти к конструктивным параметрам торсиона, следует использовать условие прочности торсиона

$$\tau_{\max} = \frac{M_{\text{о}}^{\text{упр}}}{W_{\text{кр}}} = \tau_{\text{доп}}\,, \tag{8.39}$$

где $W_{кр}$ – момент сопротивления кручению. Для круглого торсиона $W_{кр} \approx 0{,}2D^3$, для квадратного – $W_{кр} \approx 0{,}208h^3$, где h – сторона квадрата; $\tau_{доп}$ – допускаемое напряжение сдвига. Как показывает опыт, при расчетах можно принимать

$$\tau_{доп} \approx 0{,}8\,\tau_b . \qquad (8.40)$$

Если коэффициенты k_A и k_θ известны и выбран материал торсиона, то неизвестные параметры D (или h) и l однозначно определяются из уравнений (8.38) и (8.39). Для круглого торсиона из этих уравнений следует

$$D = \sqrt{\frac{k_A\, k_\theta}{0{,}08\left(2\,k_\theta - 1\right)}\,\frac{M_{ср}^{аэр}}{\tau_b}}\,; \qquad (8.41)$$

$$l = \frac{k_\theta}{1{,}6}\,\frac{G\,D\,\varphi_к}{\tau_b}\,. \qquad (8.42)$$

Вторая стадия расчета состоит в определении кинематических характеристик процесса раскладывания и проверке их допустимости по времени раскрытия, а также скорости и ускорению в момент стопорения несущей поверхности.

Положение поворотной части при ее вращении вокруг неподвижной оси удобно определять углом κ (рис. 8.20, *б*), нулевое значение которого соответствует началу раскладывания несущей поверхности ($t = 0$). Дифференциальное уравнение движения поворотной части при раскладывании имеет вид

$$I_m \ddot{\kappa} = M\,, \qquad (8.43)$$

где I_m – массовый момент инерции поворотной части относительно оси раскладывания; $\ddot{\kappa}$ – угловое ускорение вращения несущей поверхности; M – сумма моментов внешних нагрузок и упругих сил относительно оси вращения:

$$M = M^{аэр} + M^{упр}\,. \qquad (8.44)$$

С учетом того, что

$$M^{аэр} \approx M_{ср}^{аэр} = \mathrm{const}\,;$$
$$M^{упр} = M_0^{упр} - C_т\,\kappa\,, \qquad (8.45)$$

уравнение (8.43) примет вид

$$\ddot{\kappa} + p^2\,\kappa = q\,, \qquad (8.46)$$

где

$$p^2 = \frac{C_т}{I_m}\,; \quad q = \frac{M_{ср}^{аэр} + M_0^{упр}}{I_m}\,. \qquad (8.47)$$

При нулевых начальных условиях ($t = 0$, $\kappa = 0$ и $\dot{\kappa} = 0$) решением уравнения (8.46) является зависимость

$$\kappa = \frac{q}{p^2}\,(1 - \cos pt)\,. \qquad (8.48)$$

В соответствии с этим решением в момент времени $t = t_к$ (при завершении процесса раскладки) несущая поверхность будет иметь:

угол раскладывания

$$\kappa_к = \varphi_к = \frac{q}{p^2}\left(1 - \cos pt_к\right); \qquad (8.49)$$

угловую скорость

$$\dot{\kappa} = \frac{q}{p}\,\sin pt_к; \qquad (8.50)$$

угловое ускорение

$$\ddot{\kappa} = q\cos pt_к\,. \qquad (8.51)$$

Поскольку, как следует из (8.49) и (8.50),

$$\cos pt_к = 1 - \varphi_к\frac{p^2}{q}\;; \quad \frac{\dot{\kappa}_к^2}{\varphi_к} = 2\,q - \varphi_к\,p^2\,, \qquad (8.52)$$

то с учетом этих зависимостей параметры движения поворотной части при $t = t_к$ будут

$$t_к = \frac{1}{p}\,\arccos\left(1 - \varphi_к\,\frac{p^2}{q}\right);$$
$$\dot{\kappa}_к = \sqrt{2\,q\,\varphi_к - p^2\varphi_к^2}\,; \qquad (8.53)$$
$$\ddot{\kappa} = q - \varphi_к\,p^2\,.$$

Если полученные параметры не соответствуют заданным требованиям, то следует варьировать коэффициенты k_A и k_θ, увеличение которых уменьшает время раскладывания $t_к$ и увеличивает угловую скорость $\dot{\kappa}$ и угловое ускорение $\ddot{\kappa}$.

8.4. ВОПРОСЫ ТЕПЛОВОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ

8.4.1. Тепловое нагружение ЗУР

Закон теплообмена. Ракета нагревается в полете от внешних и внутренних источников тепла. Внешними тепловыми источниками являются аэродинамический нагрев, солнечная и планетная радиация. К внутренним источникам относятся различные бортовые устройства (двигатель, электронная аппаратура, источники питания и т.д.), выделяющие тепло при своей работе. При высотах полета $H < 40$ км солнечной и планетной радиацией обычно пренебрегают. Температурный режим ЛА в этих условиях определяется в основном аэродинамическим тепловым потоком, нагревающим ЛА, и потоком излучения, рассеивающим тепло. Рассмотрим эти потоки.

Аэродинамический нагрев ЛА – это процесс вынужденной конвекции, т.е. процесс переноса тепла в результате движения частиц газа от нагретого пограничного слоя к более холодной поверхности ЛА. Если бы кинетическая энергия потока, обтекающего ЛА, полностью переходила в тепловую, то температура пограничного слоя около стенки совпадала бы с температурой полного торможения

$$T_{торм} = T_н\left(1 + \frac{k-1}{2} M_н^2\right), \tag{8.54}$$

где $T_н$ и $M_н$ – температура и число M невозмущенного потока на высоте полета H; k – отношение удельных теплоемкостей при постоянном давлении и постоянном объеме.

В действительности такая температура имеет место лишь в критической точке обтекаемого тела (где частицы воздуха полностью заторможены). В других зонах ЛА температура также повышается, но никогда не достигает значения $T_{торм}$. Объясняется это тем, что часть тепла от полностью заторможенных частиц, находящихся около поверхности тела, передается во внешние, менее нагретые струйки пограничного слоя. Реальную температуру пограничного слоя возле стенки оценивают по температуре, которую принимает теплоизолированная (адиабатическая) стенка, не поглощающая и не излучающая тепла. Эта температура называется *температурой восстановления* T_e или температурой адиабатической стенки. Приближенно температуру T_e можно определять по следующим зависимостям:

для ламинарного пограничного слоя

$$T_e = T_н\left(1 + 0{,}17\ M_н^2\right); \tag{8.55}$$

для турбулентного пограничного слоя

$$T_e = T_н\left(1 + 0{,}18\ M_н^2\right). \tag{8.56}$$

Конвективный тепловой поток от пограничного слоя к поверхности ЛА определяется законом теплоотдачи Ньютона

$$q_{аэр} = \alpha\,(T_e - T_w). \tag{8.57}$$

Здесь T_w – температура поверхности (обшивки) ЛА. Величина α, измеряемая в Вт/(м^2·К), называется *коэффициентом теплоотдачи*. Численно он равен количеству тепла, передаваемого от нагретого газа в единицу времени через единицу поверхности при перепаде температур газа и твердого тела в один градус. Коэффициент теплоотдачи зависит от режима движения ЛА, характеристик пограничного слоя, температуры поверхности ЛА и ряда других параметров.

Одновременно с нагревом обшивка излучает тепло (в виде электромагнитных колебаний). Соответствующий тепловой поток подчиняется закону Стефана–Больцмана

$$q_{изл} = \sigma\,\varepsilon\,T_w^4, \tag{8.58}$$

где $\sigma = 5{,}67 \cdot 10^{-8}$ Вт/(м^2·К^4) – постоянная Стефана–Больцмана; ε – степень черноты тела. Для ЛА $\varepsilon \approx 0{,}90 \div 0{,}94$.

Аккумулированное ЛА тепло расходуется на нагревание конструкции, осуществляемое посредством теплопроводности. Количественная оценка этого потока базируется на основном законе теплопроводности (законе Фурье), в соответствии с которым

$$q_{наг} = -\lambda \frac{\partial T}{\partial n}\Big|_w, \tag{8.59}$$

где λ – коэффициент теплопроводности; $\frac{\partial T}{\partial n}\Big|_w$ – градиент температуры у поверхности тела. Знак «–» указывает на то, что в направлении распространения тепла температура убывает и, следовательно, температурный градиент $\frac{\partial T}{\partial n}$ является величиной отрицательной.

Общий тепловой баланс, определяемый законом сохранения энергии, можно представить уравнением

$$q_{\text{аэр}} = q_{\text{изл}} + q_{\text{наг}}, \tag{8.60}$$

которое с учетом зависимостей (8.57), (8.58) и (8.59) имеет вид

$$\alpha\left(T_e - T_w\right) + \lambda \frac{\partial T}{\partial n}\Big|_w = \sigma\,\varepsilon\,T_w^4 . \tag{8.61}$$

Настоящее уравнение отражает в общем виде *закон теплообмена* между поверхностью тела и окружающей средой. Чтобы этот процесс, называемый теплоотдачей, описать во времени, закон теплообмена (8.61) надо дополнить законом пространственно-временного распределения температуры и конкретными начальными условиями.

Из теории теплопередачи известно, что пространственно-временное распределение температуры в твердом теле подчиняется дифференциальному уравнению Фурье–Кирхгофа

$$c\,\rho\,\frac{\partial T}{\partial \tau} = \frac{\partial}{\partial x}\left(\lambda\frac{\partial T}{\partial x}\right) + \frac{\partial}{\partial y}\left(\lambda\frac{\partial T}{\partial y}\right) + \frac{\partial}{\partial z}\left(\lambda\frac{\partial T}{\partial z}\right) + q_v , \tag{8.62}$$

где c и ρ – удельная теплоемкость и плотность нагреваемого тела, q_v – интенсивность внутреннего источника тепла.

В случае твердого тела с изотропными и однородными свойствами вид уравнения упрощается:

$$\frac{\partial T}{\partial \tau} = a\,\nabla^2 T + \frac{q_v}{c\,\rho}. \tag{8.63}$$

Уравнения (8.62) и (8.63) устанавливают связь между временными и пространственными изменениями температуры в любой точке поля, а коэффициент температуропроводности $a = \lambda / c\rho$ является коэффициентом пропорциональности между этими изменениями, что отчетливо видно из формы уравнения (8.63) при отсутствии объемного тепловыделения:

$$\frac{\partial T}{\partial \tau} = a\,\nabla^2 T . \tag{8.64}$$

Уравнение (8.62) совместно с законом теплообмена (8.61) и начальными условиями

$$T(x, y, z, 0) = T(x, y, z) \tag{8.65}$$

однозначно определяет процесс теплоотдачи.

Однако это лишь теоретическое описание задачи. При практическом использовании уравнений теплоотдачи возникают серьезные трудности. Они связаны, во-первых, с тем, что коэффициент теплоотдачи α существенно зависит от условий полета, характера обтекания ЛА и целого ряда других факторов. Уравнение теплоотдачи Ньютона (8.57) только по внешнему виду простое, а по существу не вносит особых упрощений в решение задачи. Достоверные данные по коэффициенту α получают экспериментальным путем на основе использования принципов теории подобия. Вторая трудность связана с решением дифференциального уравнения (8.62). Для реальных задач речь может идти лишь о численном методе решения этого уравнения, что выливается в довольно громоздкие программные комплексы. В интересах учебного процесса ограничимся рассмотрением приближенного решения задачи (8.61)–(8.65).

Температурный режим ЗУР. На ранних этапах проработки вариантов конструктивно-технологических решений конструктор должен иметь возможность приближенно, но быстро оценить тот или иной вариант по температурным режимам основных конструктивных элементов. Особенно чувствительной к аэродинамическому нагреву является обшивка ЛА. Расчеты показывают, что для большинства конструкций из металлов перепад температуры по толщине обшивки оказывается небольшим. Поэтому можно полагать, что обшивка прогревается сразу по всей толщине. (Это имеет место, когда критерий Био $\text{Bi} = \alpha L / \lambda << 1$.) Обшивки, для которых справедливо указанное допущение, называются *тонкими*.

Поскольку для тонкой обшивки $T_{\text{об}}(y) = T_w = \text{const}$, то удельный тепловой поток, идущий на нагревание обшивки, можно представить в виде

$$q_{\text{наг}} = \int_0^{\delta_{\text{об}}} c\,\rho\,\frac{\partial T}{\partial \tau}\,dy = c\,\rho\,\delta_{\text{об}}\,\frac{d T_w}{d\tau}. \tag{8.66}$$

Закон теплоотдачи (8.61) в этом случае очевидно будет функцией лишь времени:

$$c\,\rho\,\delta_{\text{об}}\,\frac{d T_w}{d\tau} + \sigma\,\varepsilon\,T_w^4 - \alpha\left(T_e - T_w\right) = 0 . \tag{8.67}$$

Следовательно, решение задачи может быть найдено непосредственно из уравнения (8.67) путем численного интегрирования по схеме

$$T_w^{(k+1)} = T_w^k + \Delta\,T^{(k+1)}, \tag{8.68}$$

где приращение температуры $\Delta T^{(k+1)}$ на интервале времени Δt от k-го шага до $(k+1)$-го определяется по формуле

$$\Delta T^{(k+1)} = \frac{\Delta t}{c\rho\delta}\left[\alpha\left(T_e^{(k)} - T_w^{(k)}\right) - \sigma\varepsilon T_w^{4(k)}\right]. \qquad (8.69)$$

Коэффициент теплоотдачи α при интегрировании уравнения (8.67) предполагается зависящим от времени и температуры. Его значения определяются из эксперимента или рассчитываются на основе принципов теории подобия как функция определяющих критериев Стантона и Прандтля. Если же исключить из рассмотрения головные участки и передние кромки ЛА, где происходит наиболее активное торможение потока, и ограничиться рассмотрением зон, где α слабо изменяется вдоль линий тока, то справедливо полагать, что при заданных скорости V и высоте H полета изменение критериев Стантона и Прандтля при изменении температуры будет незначительным. В этом случае коэффициент α можно рассчитывать по приближенной формуле

$$\alpha = 10^{-3} k_H V, \qquad (8.70)$$

где k_H – коэффициент высоты полета, определяемый зависимостью:

H, км	0	10	20	30
k_H $\frac{\text{Вт}\cdot\text{с}}{\text{м}^3\cdot\text{К}}$	2093	711,8	146,5	41,0

В промежутках между указанными значениями зависимость между H и k_H можно принимать линейной.

В случае, когда

$$\alpha = \text{const}; \quad T_e = \text{const}; \quad q_{\text{изл}} = 0, \qquad (8.71)$$

что соответствует сравнительно низким мало изменяющимся сверхзвуковым скоростям полета (М = 2,5÷3,5) и умеренным высотам ($H < 10÷15$ км), уравнение (8.67) имеет строгое аналитическое решение:

$$T_w = T_e - \left(T_e - T_o\right) e^{-\frac{\alpha}{c\rho\delta}t}, \qquad (8.72)$$

где T_o – начальная температура конструкции (при $t = 0$).

Заметим, что для условий (8.71) при $t \to \infty$ $T_w \to T_e$.

Как известно, весьма эффективной защитой силовой конструкции от нагрева, особенно при небольших временах полета, свойственных противосамолетным ракетам, является теплоизоляционное покрытие наружной поверхности ЛА. Приближенная оценка температурного режима таких ЛА основана на следующих допущениях, достаточно адекватно отражающих реальные условия:

– абляция (унос массы) теплоизоляционного покрытия отсутствует;
– теплоемкость слоя покрытия незначительна, и ею можно пренебречь;
– благодаря высоким теплоизоляционным свойствам покрытия температура на его наружной поверхности в каждый момент времени близка к равновесной температуре $T_п^{(р)}(t)$, определяемой из уравнения

$$\alpha\left(T_e - T_п^{(р)}\right) - \sigma\varepsilon T_п^{4(р)} = 0. \qquad (8.73)$$

При указанных допущениях уравнение теплового баланса можно представить в виде

$$(\rho c\delta)_{об}\frac{dT}{dt} = \frac{1}{r_{об}}\left[T_п^{(р)}(t) - T_{об}\right], \qquad (8.74)$$

где $r_{об} = \dfrac{1}{\alpha} + \dfrac{\delta_п}{\lambda_п}$ – термическое сопротивление между изолированной поверхностью ЛА и обшивкой; $\delta_п$ – толщина слоя теплоизоляции; $\lambda_п$ – коэффициент теплопроводности материала теплоизоляции.

В общем случае уравнение (8.74) решается по схеме (8.68). При постоянных условиях полета (α = const, T_e = const) уравнение имеет строгое аналитическое решение:

$$T_{об} = T_о + \left(T_п^{(р)} - T_о\right)\left\{1 - e^{-\frac{t}{r_{об}(\rho c\delta)_{об}}}\right\}. \qquad (8.75)$$

8.4.2. Проектирование теплозащитных покрытий ЗУР

В настоящее время основными материалами теплозащитных покрытий (ТЗП) являются волокнистые пластики, так как они сочетают в себе высокие теплозащитные свойства с хорошей технологичностью. В зависимости от потребной механической прочности они могут выполняться с различной плотностью и структурой армирующих волокон (в частности, с объемным плетением волокон).

Для кратковременной защиты передних кромок несущих поверхностей, изготавливаемых обычно из жаростойких сплавов, часто применяют напыляемые тонким слоем (0,1–0,3 мм) керамические покрытия из окислов алюминия или циркония (Al_2O_3 или ZrO_2). Такие покрытия помимо функции теплового сопротивления выполняют еще очень важную функ-

цию, состоящую в защите нагретой поверхности от окисления, что расширяет температурный диапазон жаростойких сплавов.

Особенностью конструкций, работающих в условиях нестационарных температурных режимов, является то, что для них за счет соответствующего подбора толщин и формы силовых элементов в сочетании с ТЗП могут быть использованы почти любые конструкционные материалы, независимо от их теплопрочностных характеристик и от внешних температурных условий работы. Поэтому при проектировании ТЗП материал силовой конструкции обычно считается известным, и задача состоит в определении материала ТЗП и сочетания толщин покрытия и силовых элементов, обеспечивающих минимум суммарной массы единицы площади защищаемой поверхности:

$$m_\Sigma = \delta_{об}\,\rho_{об} + \delta_п\,\rho_п \,. \qquad (8.76)$$

В качестве условия связи при решении задачи используется условие работоспособности конструкции, отражающее непревышение действующими напряжениями ($\sigma_{действ}$) значений разрушающих напряжений $\sigma_{разр}$ для всех возможных траекторий полета в любой момент времени, т.е.

$$\sigma_{действ}(\tau) \le \sigma_{разр}(\tau)\,. \qquad (8.77)$$

Эти напряжения здесь трактуются как обобщенные, т.е. предполагается, что условие (8.77) должно выполняться для всех напряжений, определяющих работоспособность конструкции (нормальных, касательных и эквивалентных). При необходимости условия связи могут быть расширены, например за счет введения ограничений технологического и эксплуатационного характера.

В такой общей постановке решение задачи может быть найдено методом перебора материалов покрытия и разных сочетаний значений $\delta_{об}$ и $\delta_п$ с проверкой условия (8.77) по всем расчетным траекториям и моментам времени. На начальных этапах проектирования конструкций столь громоздкие задачи себя не всегда оправдывают. Поэтому часто задача проектирования теплозащиты сводится к определению потребной толщины силовой оболочки $\delta_{об}$, исходя из предположения о том, что расчетная траектория единственная, она известна и на этой траектории известен расчетный момент времени $\tau_р$. Считается также, что теплофизические характеристики материала и толщина $\delta_п$ ТЗП заданы. Решение задачи в такой постановке *однозначно* (достигается итеративным путем).

Учет особенностей теплопрочностных характеристик основных конструкционных материалов во многих случаях с приемлемыми потерями точности позволяет дополнительно упростить процедуры определения $\delta_{об}$

и $\delta_п$. Дело в том, что многие конструкционные материалы в диапазоне температур до $T_{кр}$ снижают свои прочностные характеристики весьма незначительно. При повышении температуры свыше $T_{кр}$ наблюдается резкое ухудшение характеристик. Как показывают расчеты, оптимальные по массе теплозащитные конструкции обычно работают при температурах, близких к $T_{кр}$ (алюминиевые сплавы ~170 °C, магниевые сплавы ~200 °C, титан ~450 °C). Учитывая это, расчетную температуру силовой конструкции можно сразу задавать равной $T_{кр}$. Тогда приближенная процедура вычисления потребной $\delta_{об}$ для теплозащитной оболочки в рассмотренных выше задачах сводится к решению уравнения (8.77) относительно $\delta_{об}$ в расчетный момент времени $\tau_р$ при $T_{об} = T_{кр}$, которое принимает вид

$$\frac{M_{из}(\tau_р) + N(\tau_р)\,R}{2\,\pi\,R^2\,\delta_{об}} = \sigma_в(T_{кр})\,\frac{1+\nu}{1+\nu+\nu^2}\,, \qquad (8.78)$$

где

$$\nu = \frac{\sigma_в(T_{кр})}{\sigma_э}\,; \quad \sigma_э = \frac{k_1\,k_2\,E(T_{кр})}{R/\delta_{об}}\,, \qquad (8.79)$$

k_1 и k_2 – статистические коэффициенты. Первый из них учитывает неравномерность сжимающих усилий по сечению, второй – влияние начальных несовершенств оболочки.

Для полученной из (8.78) толщины силовой оболочки далее нужно определить такую потребную толщину ТЗП, которая в действительности обеспечивала бы температуру $T_{об} = T_{кр}$. Процедуру определения этой толщины целесообразно строить по итерационной схеме, используя зависимость (8.67). В случае, если полет происходит с постоянной скоростью на постоянной высоте (α = const; T_e = const), то, как следует из (8.75), искомая толщина ТЗП будет определяться выражением

$$\delta_п = -\lambda_п \left[\frac{\tau_р}{(\rho\,c\,\delta)_{об}\,\ln\dfrac{T_п^{(р)} - T_{кр}}{T_п^{(р)} - T_о}} + \frac{1}{\alpha} \right]. \qquad (8.80)$$

В задаче (8.78)–(8.80) очень важно правильно выбрать расчетный момент $\tau_р$. Особенностью функционирования ЗУР является высокая динамичность, что проявляется в существенно нестационарном характере внешних нагрузок и температурного режима конструкции. При этом максимумы внешних нагрузок по времени часто не совпадают с максимальными температурами. Учитывая снижение механических свойств кон-

струкционных материалов при нагреве, может оказаться, что наиболее тяжелые (расчетные) условия вовсе не обязательно будут соответствовать максимуму внешних нагрузок $Y_{\max} = (n_{y\max} m g)_{\max}$.

Следовательно, необходимо рассматривать возможные сочетания изменяющихся по траектории нагрузок и температуры.

Эквивалентирование нагрузок и температуры удобно провести через несущую способность конструкции. Если предположить, что холодная и нагретая конструкции испытывают одинаковые нагрузки, то очевидно, что разрушение нагретой конструкции наступит раньше, поскольку $(\sigma_{\text{разр}})_t < \sigma_{\text{разр}}$, где $(\sigma_{\text{разр}})_t$ – разрушающее напряжение конструкции в условиях нагрева; $\sigma_{\text{разр}}$ – расчетное разрушающее напряжение при нормальной температуре. Сопоставимые условия нагруженности конструкции определяет выражение $Y_{\max} \Big/ \dfrac{(\sigma_{\text{разр}})_t}{\sigma_{\text{разр}}}$, которое по физической сути является нагрузкой, ***приведенной*** к нормальным температурным условиям. Использование приведенной нагрузки удобно тем, что позволяет по одному параметру соизмерять нагруженность ЛА в любых условиях.

Если считать, что несущая способность конструкции определяется пределом прочности материала и что нагрев отражается только на изменении его механических свойств, наиболее тяжелые условия нагружения будут тогда, когда произведение $n_{\max} m g \dfrac{\sigma_{\text{в}}}{\sigma_{\text{в}\,t}}$ (где $\sigma_{\text{в}}$ и $\sigma_{\text{в}\,t}$ – предел прочности материала при нормальной температуре и в условиях нагрева) будет максимальным.

8.5. ИНФОРМАЦИОННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ КОНСТРУКЦИЙ (МЕТОДОЛОГИЧЕСКИЙ АСПЕКТ)

8.5.1. Содержание задачи структурно-параметрической оптимизации конструкций

Проектирование конструкций – сложный многогранный процесс, характерной особенностью которого является многозначность целевых функций, высокая неопределенность условий функционирования и, как следствие, многообразие рациональных решений. Конструкторские задачи нельзя полностью формализовать и ориентировать на единый методический подход. Многое зависит от опыта и интуиции конструктора, возможностей технологической базы, технического уровня данной отрасли и др. В связи со значительными достижениями в области компьютерной техники и информационных технологий в настоящее время качество проектов связывают в первую очередь с *теорией оптимального проектирования*.

Теория оптимального проектирования конструкций берет свое начало с классических работ по механике французского ученого и инженера Л. Навье, изданных в 1826–1838 гг. Основные задачи теории сооружений Навье сформулировал следующим образом: «Твердое тело сопротивляется усилию, которое стремится изогнуть его или сломать. Отыскивая законы, при которых это может произойти, можно выделить два принципиальных вопроса: 1) имея заданную схему сооружения и усилия, которые к ней приложены, определить, будет ли сооружение изогнуто или сломано; 2) найти такую схему сооружения, при которой при наименьшем объеме конструкции достигалось бы наибольшее сопротивление».

Впоследствии первая из этих задач названа *прямой*, а вторая – *обратной*, если задана схема сооружения и требуется найти распределение материала по силовым элементам. Задача, в которой дополнительно требуется определить и схему сооружения, была названа *обобщенной обратной*. Это значит, что в общем случае задача проектирования конструкции включает в себя определение не только параметров, но и структуры конструкции. В современной теории оптимального проектирования этот класс проектных задач называют задачами *структурно-параметрической оптимизации*.

Под структурой конструкции часто понимают ее конструктивно-силовую схему. Такое представление сложилось в период становления теории проектирования. Бесспорно то, что конструктивно-силовая схема – самая простая структурная модель конструкции, но далеко не полная. Она не отражает важнейшие качества конструкции – технологические свойства. Объединение обоих признаков, т.е. силовой схемы и технологии, образует более информативную структуру конструкции – *конструктивно-технологическое решение* (КТР). Такого рода модель структуры максимально приближена к натуре. КТР отражает материал, форму, расположение и способ образования элементов конструкции, а также характер соединений между элементами. Основными параметрами КТР помимо параметров, определяющих расположение элементов в пространстве, являются геометрические характеристики сечений силовых элементов и их сортамент.

Определяющим признаком в оптимизационных задачах является критерий оптимальности, отражающий главную цель проекта. В авиа- и ракетостроении основным критерием совершенства конструкции, как указано выше, является масса конструкции. Помимо требования минимума массы, практические постановки задачи могут содержать дополнительные цели и сопутствующие им критерии, связанные, например, с надежностью, технологичностью или стоимостью конструкции. Кроме того, на работу конструкции может быть наложен целый ряд ограничений, например: жесткостные характеристики элементов должны лежать в заданном диапазоне. Подобного рода оптимизационные задачи по отысканию максимального или минимального значения целевой (критериальной) функции, неизвестными ве-

личинами которой являются параметры конструкции, связанные определенными зависимостями (ограничениями), решаются различными методами *математического программирования*.

В классе задач математического программирования достаточно хорошо отработаны методы решения однокритериальных задач. Если критериев несколько, то применяется свертка критериев, или «лишние» критерии переводятся в ограничения, или отыскивается проект, оптимальный в смысле Парето.

Второй класс задач оптимального проектирования конструкций образуют задачи, в которых критериальная функция в явном виде отсутствует, хотя критерий оптимальности имеет место. Критерий оптимальности в этих задачах заменяется условием, связанным с выполнением определенного требования, например: равнопрочности, равноустойчивости, заданного уровня энергии деформации и т.п.

В классе задач, основанных *на неявных критериях* оптимальности, особое место занимают методы *минимизации энергии деформации*. В качестве основного свойства оптимального проекта в них используется равенство удельной потенциальной энергии упругой деформации во всех элементах конструкции, выполненной из заданного объема материала. Такое требование эквивалентно условию минимума потенциальной энергии деформаций и приводит к системам максимальной жесткости, если жесткость рассматривать как величину, обратную энергии деформаций.

Важно заметить, что методы теории оптимального проектирования ориентированы на синтез силовых конструкций и состоят в нахождении теоретических закономерностей распределения масс и жесткостей; в лучшем случае определяется конструктивно-силовая схема (КСС). Реальное же распределение масс по технологическим и другим причинам существенно различается (в 1,5–2,0 раза). В целях приближения теории к реальным нуждам основным объектом проектирования должны быть не КСС, а КТР. При этом общая задача проектирования конструкций решается в три стадии.

Первая стадия имеет целью получение эталонного теоретического решения (ЭТР) данной конструкции, которое воплощает в себе оптимальные законы распределения массоинерционных и жесткостных характеристик с точки зрения минимума массы и обеспечения работоспособности конструкции на заданном спектре нагрузок. Такое решение находится методами математического программирования или на основе неявных критериев оптимальности.

Задача *второй стадии* состоит в том, чтобы сформировать множество альтернативных вариантов КТР, отражающих рекомендации теоретических изысканий первой стадии, возможности производственной базы и, особенно, опыт конструкторов. Варианты проектируемой конструкции – это область возможных решений, в которой ищется наилучшее. Чем больше вариантов содержит эта область, тем выше вероятность обоснованного решения.

На *третьей стадии* проводится анализ структуры конструкции с использованием интерактивной процедуры идентификации альтернативных КТР с их эталонным решением. Такой анализ позволяет количественно оценить рассогласование в законах распределения масс и жесткостей между КТР и ЭТР и провести направленный поиск рациональной структуры конструкции.

Рассмотрим несколько подробнее задачи перечисленных стадий.

8.5.2. Нахождение эталонного теоретического решения

Эталонное теоретическое решение находят с помощью указанных выше методов оптимального проектирования. Наиболее общее формализованное решение задачи по нахождению ЭТР базируется на методах математического программирования. Процедура решения состоит в следующем. Строится математическая модель объекта, позволяющая определить все его характеристики. Выделяются независимые проектные переменные, которые в итоге должны доставить некоторой выбранной характеристике качества, называемой целевой функцией, экстремальное значение. Записываются налагаемые ограничения, представляющие собой пределы изменения проектных переменных, условия прочности, жесткости и др. Формально это записывается так:

$$M(X) \to \mathrm{extr}, \quad X = (x_1, x_2, \dots, x_n) \tag{8.81}$$

при

$$\begin{aligned} a_i \le x_i \le b_i \quad & i = \overline{1, n}; \\ g_j(X) \le 0 \quad & j = \overline{1, m}, \end{aligned} \tag{8.82}$$

где $M(X)$ – целевая функция; X – вектор проектных переменных; a_i, b_i – геометрические ограничения для проектных переменных; $g_j(X)$ – функциональные или алгоритмические ограничения на работоспособность или состояние объекта; n – количество проектных переменных; m – количество функциональных ограничений.

Далее применяется какой-либо метод поиска экстремума целевой функции при наличии ограничений и находятся искомые значения проектных переменных, которые определяют параметры и характеристики проектируемого объекта.

Решение задачи может быть достигнуто аналитическими или численными методами. Аналитические методы (например, с использованием неопределенных множителей Лагранжа) применяют для сравнительно простых конструкций типа балок с переменной площадью поперечного сечения, упругих стержней, пластин переменной толщины с простой геометрией и простыми условиями закрепления и т.п. Аналитический под-

ход к решению задач оптимизации весьма привлекателен, поскольку он позволяет установить общие свойства и типичные особенности оптимальных конструкций.

Численные методы более универсальны. Однако при большом числе переменных и сложных ограничениях численное решение требует значительных затрат времени, пропорционального ($n/2$–$2n^2$), где n – число проектных переменных. Здесь нижний предел относится к случаю,когда целевую функцию и ограничения можно записать в виде квадратичной формы.

Приходится констатировать, что все известные методы оптимального проектирования имеют ограниченное применение. Сейчас определенные надежды возлагаются на экспертные системы для оптимального проектирования, но пока нет сообщений о реальных конструкциях, спроектированных с их помощью.

Приведем математическую модель задачи по нахождению ЭТР, ориентированную на численное решение с использованием метода конечных разностей (МКР). Для отыскания оптимального закона распределения материала по агрегатам планера с учетом ограничений, связанных с динамикой конструкций, необходимо использовать *модели двух уровней*: математическую модель ЛА, корпус которого схематизируется балкой, а несущие поверхности – пластинами, и математические модели агрегатов – конструктивно-анизотропные оболочки и пластины.

Напряженно-деформированное состояние (НДС) анизотропной оболочки или пластины переменной толщины при действии силовых и тепловых нагрузок описывается системой уравнений (равновесия и совместности деформаций) относительно функций усилий φ_n и прогибов w_n, записанных в конечных разностях для N узлов сеточной области, аппроксимирующей конструкцию агрегата:

$$G_k X_k = P_k, \qquad (8.83)$$

где G_k – матрица коэффициентов; X_k, P_k – вектор неизвестных и правых частей уравнений, описывающих НДС k-го агрегата ($k = 1,2,...,K$), K – число агрегатов планера ЛА. По найденным из системы (8.83) прогибам $w_{k\,n}$ определяются эквивалентные напряжения $\sigma_{\text{экв}\,k\,n}$ в узлах сеточной области и сравниваются с допускаемыми $\sigma_{\text{доп}\,k}$. Конструкции агрегатов отвечают требованию статической прочности, если выполняются условия

$$\sigma_{\text{экв}\,k\,n} \le \sigma_{\text{доп}\,k}, \quad n = \overline{1, N}; \quad k = \overline{1, K}. \qquad (8.84)$$

Для решения задачи об устойчивости агрегатов планера ЛА используется динамический метод (метод малых колебаний). Этот метод хорошо

сочетается с методом конечных разностей и позволяет решать статические и динамические задачи устойчивости. Уравнения малых колебаний конструкции агрегатов получаются из соответствующих уравнений равновесия заменой статических прогибов и нагрузок на динамические:

$$\left[C_k + \lambda(S_k)\,E_k\right]\bar{W}_k = 0, \qquad (8.85)$$

где C_k – матрица жесткости; S_k, $\bar{W}_k$ – комплексные частоты и формы колебаний конструкции k-го агрегата; E_k – единичная матрица. Из равенства нулю характеристического определителя системы уравнений (8.85) находятся значения комплексных частот колебаний. По знаку действительных частей S_k определяется состояние конструкции: устойчива ($\mathrm{Re}(S_{k\,n}) < 0$, $n = 1, 2,..., N$) или нет ($\mathrm{Re}(S_{k\,n}) > 0$, $n \in N$), а по величине мнимой части комплексной частоты $S_{k\,n}$ – характер этого состояния: статический ($\mathrm{Im}(S_{k\,n}) = 0$) или динамический ($\mathrm{Im}(S_{k\,n}) \ne 0$). Для конструкции несущих поверхностей, находящихся под действием аэродинамических сил, возможна как статическая форма потери устойчивости (дивергенция), так и динамическая (флаттер). Характер потери устойчивости конструкций отсеков корпуса ЛА под действием сжимающих сил будет статическим.

Для построения математической модели ЛА используется метод заданных форм (МЗФ). В качестве заданных форм рассматриваются формы собственных колебаний конструкции в вакууме. Основное достоинство МЗФ заключается в его экономичности. Система дифференциальных уравнений, описывающая колебания конструкции ЛА в аэродинамическом потоке и составленная по МЗФ, имеет вид

$$M\ddot{q} + Gq + V^2Bq + VD\dot{q} = 0, \qquad (8.86)$$

где M, G – матрицы масс и жесткости конструкции ЛА; B, D – матрицы аэродинамических сил и аэродинамического демпфирования; q – вектор обобщенных координат; V – скорость аэродинамического потока.

Порядок системы уравнений (8.86) определяется числом рассматриваемых форм собственных колебаний конструкции L.

Для устойчивости конструкции планера ЛА требуется, чтобы действительные части спектра комплексных частот колебаний ν_l, полученные в результате решения системы (8.86), были отрицательными: $\mathrm{Re}(\nu_l) < 0$, $l = 1,2..., L$.

В некоторых случаях, исходя из требования обеспечения устойчивости контура «упругий ЛА – система управления», могут быть дополнительно наложены ограничения на частоты собственных колебаний конструкции ЛА: $\bar{\omega}_{l\,\min} \le \bar{\omega}_l \le \bar{\omega}_{l\,\max}$, $l = \overline{1, L}$.

Задача о нахождении оптимального распределения конструкционного материала $\{\delta\}_{opt}$ по K агрегатам планера ЛА представляет собой задачу математического программирования, решаемую методом случайного поиска, и сводится к следующему. На множестве $\{\delta\}$, которое отвечает упругому равновесию агрегатов в статике

$$G_k X_k = P_k, \quad k = \overline{1, K}$$

и в динамике

$$\left[G_k + \lambda(S_k) E_k\right] \overline{W}_k = 0, \quad k = \overline{1, K}$$

и аэроупругому равновесию ЛА

$$M\ddot{q} + Gq + V^2 Bq + VD\dot{q} = 0,$$

которое удовлетворяет условиям прочности

$$\sigma_{\text{экв}\, k\, n} \le \sigma_{\text{доп}\, k}, \quad k = \overline{1, K}; \; n = \overline{1, N}$$

и устойчивости агрегатов

$$\mathrm{Re}\,(S_{kn}) < 0, \quad k = \overline{1, K}; \; n = \overline{1, N},$$

а также ограничению на частоты собственных колебаний

$$\overline{\omega}_{l\,\min} \le \overline{\omega}_l \le \overline{\omega}_{l\,\max}, \quad l = \overline{1, L}$$

и требованию аэроупругой устойчивости планера ЛА

$$\mathrm{Re}\,(\nu_l) < 0, \quad l = \overline{1, L},$$

найти вектор $\{\delta\}_{opt}$, для которого масса конструкции ЛА

$$M_{\text{ЛА}} = \sum_{k=1}^{K} \sum_{n=1}^{N} \rho_{kn} \delta_{kn} \qquad (8.87)$$

(ρ_{kn}, δ_{kn} – плотность и приведенная толщина конструкционного материала в n-м узле k-го агрегата) принимает наименьшее значение. При задании спектра нагрузок все условия, накладываемые на вектор $\{\delta\}$, должны выполняться для каждого режима нагружения.

8.5.3. Формирование альтернативных вариантов КТР

Формирование альтернативных вариантов – это творческий, неформальный процесс, в котором конструктор на основе использования научных принципов, технической информации и собственного воображения вызывает к жизни нечто новое, чего ранее не существовало. При выборе путей решения конструктор опирается на свою систему ценностей, свое представление о том, что хорошо и что плохо, что эффективно и что мало полезно. Проект – это определенная система взглядов конструктора. Но это не значит, что проектирование новой техники всецело замкнуто на «озарение» конструкторов. Современный подход к проектированию ориентирован на организованный целевой поиск новых решений, отражающих последние достижения науки и техники.

В предыдущих разделах уже отмечалось, что социальный прогресс имеет место лишь при снижении общественно необходимого времени, расходуемого на создание единицы потребительной стоимости. Чем меньше это время, тем больше масса вновь создаваемой потребительной стоимости (т.е. масса товаров) и, соответственно, выше удовлетворение потребностей членов общества. При постоянном уровне НТП общественно необходимое время можно уменьшать за счет повышения уровня умелости исполнителей, что, как известно, связано с организацией использования живого труда. С другой стороны, при постоянном уровне умелости общественно необходимое время можно снизить лишь за счет НТП, т.е. за счет повышения технического уровня изделий. Последнее достигается за счет использования новых физических принципов, новых материалов, новых технологий и других перспективных нововведений.

В настоящее время целенаправленный поиск новых технических решений ведется с помощью так называемых *эвристических методов* [35]. Под эвристическим методом понимается выполнение формализованной последовательности предписаний или процедур обработки информации с целью поиска более рациональных и новых конструктивных решений. Для такой последовательности нет обоснованного доказательства, что она является наилучшей в смысле быстродействия или снижения трудоемкости решения задачи, и нет гарантий нахождения наилучшего или глобально оптимального решения. Тем не менее эвристические методы во многих ситуациях целесообразно использовать, поскольку в этих случаях другие, математически обоснованные методы оказываются менее эффективными.

Поиск новых технических решений с помощью эвристических методов – это синтетический процесс переработки информации, в том числе и построения гипотез, выдвижения идей, догадок, фантазирования, т.е. это своеобразная лабораторная переработка «информационного сырья», из которого в результате творчества получают полезный продукт – решение задачи.

Заметим, что эвристические модели целесообразно применять не только для решения задач синтеза технических решений, но и для проверки решения задачи в целом, т.е. исследования (например, технического уровня), верификации, уточнения полученного решения. Поскольку эвристические методы могут быть формализованы лишь частично, очевидно, они в принципе не могут гарантировать однозначного, единственного оптимального решения. Более того, они вообще не гарантируют получения искомого решения в заданные (ограниченные) сроки. Эвристический поиск всегда опирается не только на знание того или иного метода поиска, но и на творческие способности разработчика. Иными словами, эффективность эвристического поиска зависит не только от квалификации разработчика, но и от его творческого потенциала.

Эвристические методы лишь нацеливают творческий ум на искомое решение, а не сводят процесс решения к совокупности тривиальных операций, требующих только определенных знаний и навыков. Они помогают ориентироваться в «океане информации», отбирать нужную для искомого решения, оперативно и целенаправленно ее осмысливать, строить модели исследуемых систем, а затем работать с ними для получения возможных альтернатив решения.

Наибольшее распространение среди эвристических подходов получили *морфологические методы*. Их суть состоит в исследовании строения (морфологии) сколь возможно широкого множества технических решений и выявлении на этой базе новых решений. Решение морфологической задачи можно представить состоящим из двух частей: анализа и синтеза. На стадии анализа формируется морфологическое множество решений – описание всех возможных (мыслимых) решений данной задачи. Это множество может быть представлено в виде морфологической таблицы или морфологического дерева.

Как итог опишем процедуру формирования альтернативных вариантов КТР в целом. Она представляется состоящей из трех стадий. На первой стадии эвристически формируются варианты конструктивных схем, примерно удовлетворяющие функциональному назначению проектируемого изделия. После отсева заведомо нерациональных вариантов таких КТР может быть несколько десятков.

На второй стадии выявляются и анализируются самые разнообразные ограничения, обусловленные наличием прототипов, базовых конструктивных элементов, производственной специфики, ГОСТов и т.д. Принимаются решения о нерасчетных конструктивных и технологических параметрах, об использовании ранее внедренных узлов и деталей, о технологии изготовления и сборки изделия.

На заключительной стадии проводится количественный анализ вариантов. При этом нецелесообразно увлечение «строгими» методами анали-

за. Как правило, оценки вариантов строятся на основе упрощенных моделей, учитывающих лишь часть условий связи и ограничений (например, лишь требования статической прочности). Использование упрощенных методик удобно тем, что позволяет оценить большое число вариантов и отсеять заведомо худшие. Желательно, чтобы такой анализ проводился с позиций единого критерия или единой системы критериев, что обеспечивает сопоставимость условий при сравнении вариантов. Итогом третьей стадии являются несколько опорных вариантов КТР, подлежащих оптимизации на этапе идентификации ЭТР и КТР.

8.5.4. Идентификация эталонных и конструктивно-технологических решений

Наличие ЭТР для агрегатов само по себе не решает проблемы выбора рациональных КТР. Необходим критерий идентификации, с помощью которого можно количественно оценить соответствие законов распределения масс и жесткостей альтернативных КТР эталонному решению.

Оптимальные законы распределения жесткостей и масс в ЭТР формализованы матрицей жесткости $C_э$ и матрицей $M_э$. Матрица жесткости ЭТР обеспечивает выполнение статических эксплуатационных условий на спектре режимов нагружения (статическая прочность, ограничения на прогибы и т.п.). Напряженно-деформированное состояние на каждом режиме нагружения однозначно определяется с помощью известных соотношений теории упругости по вектору прогибов на данном режиме:

$$W_r = C_э^{-1} P_r, \quad r = \overline{1, R}, \tag{8.88}$$

где W_r, P_r – векторы прогибов и нагрузок; r – порядковый номер режима нагружения; R – число режимов нагружения (спектр); $C_э^{-1}$ – обратная матрица жесткости ЭТР.

Матрица $C_э$ совместно с матрицей $M_э$ обеспечивают статическую и динамическую устойчивость (отсутствие дивергенции и флаттера), а также выполнение ограничений на частоты и формы собственных колебаний. Все потребные характеристики ЭТР, необходимые для выполнения динамических эксплуатационных условий, определяются из уравнения собственных колебаний

$$\left[C_э - M_э \omega_{\text{о} n}^2\right] \bar{W}_{\text{о} n} = 0, \quad n = \overline{1, N}, \tag{8.89}$$

где $\omega_{\text{о} n}$, $\bar{W}_{\text{о} n}$ – частота и форма собственных колебаний n-го тона.

Уравнение (8.89) можно привести к другой форме записи, эквивалентной исходному уравнению. Если его умножить слева на обратную

матрицу жесткости, то после элементарных преобразований уравнение (8.89) примет вид

$$\left[D_э - \frac{1}{\omega_{0n}^2}E\right]\bar{W}_{0n} = 0, \qquad (8.90)$$

где $D_э$ – динамическая матрица, $D_э = C_э^{-1}M_э$; E – единичная матрица.

Матрицы жесткости и динамические матрицы КТР имеют такую же структуру, как и соответствующие им матрицы ЭТР, поскольку они получены применением одних и тех же операторов на одной и той же сеточной области с одинаковыми граничными условиями. Для того чтобы КТР выполняло эксплуатационные ограничения в статике и динамике на заданном спектре нагрузок и при этом обладало минимальной массой, с формальной точки зрения необходимо и достаточно полного совпадения законов распределения жесткостных и массово-инерционных характеристик ЭТР и КТР, т.е. выполнения равенства между матрицами жесткости $C_{КТР} = C_э$ и динамическими матрицами $D_{КТР} = D_э$. Учитывая эти равенства, в качестве простейшего критерия идентификации можно рассматривать функционал

$$\Psi = \sqrt{\Delta C^2 + \Delta D^2}, \qquad (8.91)$$

где ΔC и ΔD – среднеквадратические относительные отклонения элементов одноименных матриц:

$$\Delta C = \sqrt{\sum_{i=1}^{N}\sum_{j=1}^{N}\left[\left(c_{ij}^{э} - c_{ij}^{КТР}\right)/c_{ij}^{э}\right]^2}, \qquad (8.92)$$

$$\Delta D = \sqrt{\sum_{i=1}^{N}\sum_{j=1}^{N}\left[\left(d_{ij}^{э} - d_{ij}^{КТР}\right)/d_{ij}^{э}\right]^2}. \qquad (8.93)$$

Матрица жесткости и динамическая матрица ЭТР представляют собой точное решение задачи, поэтому выражение (8.91) можно считать аналогом невязки, используемой для оценки точности приближенного решения в обратных задачах с операторной формой записи функционалов. Проанализируем постановку задачи идентификации на основе критерия (8.91).

Будем полагать, что методами математического программирования для каждого из силовых агрегатов планера: отсеков корпуса, крыльев, стабилизаторов и рулевых поверхностей – получено свое эталонное решение, которое представляет собой оптимальное распределение конструкционного материала $\{\delta\}_{opt}$, отвечающее требованиям минимума массы и

обеспечения работоспособности как данного агрегата, так и планера ЛА в целом на заданном спектре нагрузок.

Кроме этого, для всех агрегатов мы располагаем множеством альтернативных конструктивно-технологических решений $\{КТР\}_j$, (j = 1, 2, ..., J), в каждом из которых определен вектор варьируемых параметров $\{X\}_j$ и назначены границы изменения каждого параметра $\{X\}_{j\min}$ и $\{X\}_{j\max}$, исходя из конструктивных и технологических ограничений.

С помощью генератора случайных чисел и метода случайного поиска для каждого из альтернативных вариантов КТР определяется свой оптимальный вектор $\{X\}_{j\mathrm{opt}}$, сообщающий минимум функционалу (8.91) и удовлетворяющий геометрическим ограничениям. В процессе оптимизации векторов для каждого текущего значения вектора будут формироваться матрицы $C_{КТРj}$ и $D_{КТРj}$, для того чтобы получить величину рассогласования по функционалу (8.91). По величине этого рассогласования на каждом шаге случайного поиска и будет вырабатываться стратегия определения вектора $\{X\}_{j\mathrm{opt}}$.

Таким образом, постановка задачи идентификации, инвариантной для всех силовых агрегатов планера, может иметь следующую формулировку: из множества альтернативных конструктивно-технологических решений проектируемого агрегата $\{КТР\}_j$ (j = 1, 2,..., J) определить вектор конструктивных параметров $\{X\}_{j\mathrm{opt}}$, удовлетворяющий условиям

$$\{X\}_{j\min} \le \{X\}_j \le \{X\}_{j\max},$$

для которого функционал (8.91) принимает наименьшее значение.

Из постановки задачи идентификации следует, что процедура идентификации является задачей оптимального управления, заключающейся в минимизации функционала (критерия идентификации) при известном эталонном решении и заданных ограничениях на варьируемые параметры КТР с целью достижения нижней границы минимизируемого функционала. Подобные задачи часто оказываются некорректно поставленными. Именно такой и является данная постановка задачи идентификации. Причина некорректности состоит в том, что отношение матриц в критерии (8.91) оценивается скалярной величиной, тогда как разница матриц одного и того же порядка представляет собой матрицу того же порядка.

Вследствие этого при использовании критерия (8.91) можно получить несколько рациональных КТР с практически одинаковыми значениями нижней границы функционала, но с существенным отличием в законах распределения жесткостей и масс. Причиной является то, что в альтернативных КТР существуют альтернативные структурные закономерности между жесткостными и массовыми характеристиками: у одних распределение жесткостей будет ближе к эталонному, чем распределение

масс ($\Delta C < \Delta D$), у других наоборот ($\Delta C > \Delta D$), у третьих эти отклонения будут близкими ($\Delta C \sim \Delta D$). Кроме того, и каждое слагаемое в критерии (8.91) не обладает однозначностью. Так как отклонения матрицы жесткости (8.92) и динамической матрицы (8.93) КТР от эталонных матриц представлены скалярными величинами, то одним и тем же значениям ΔC и ΔD могут отвечать множества матриц $C_{\text{КТР}}$ и $D_{\text{КТР}}$, в различной степени отличающиеся от эталонных значений этих матриц $C_э$ и $D_э$. Поэтому процедура идентификации КТР и ЭТР с использованием функционала (8.91) не отвечает условию единственности решения.

В теории решения некорректных задач* преодоление этого недостатка достигается благодаря привлечению дополнительных физических условий. В данном случае очевидно, что эти дополнительные условия должны определять эквивалентность матриц сравниваемых вариантов в смысле тождественности функционирования ЭТР и КТР в статике и динамике на заданном спектре нагрузок.

Для этого надо определить соотношения между элементами в матрице жесткости, по которым можно оценивать близость напряженно-деформированного состояния КТР к НДС эталонного решения и, соответственно, определить соотношения между элементами динамической матрицы, по которой можно оценивать близость КТР и ЭТР по аэроупругой устойчивости, частотам и формам колебаний на заданном спектре нагрузок. Эти соотношения в процедуре идентификации будут играть роль эксплуатационных ограничений, регулирующих задачу минимизации функционала.

Как было указано ранее, НДС ЭТР, так же как и КТР, однозначно определяется вектором прогибов

$$W_{э\,r} = C_э^{-1} P_r \, ;$$

$$W_{\text{КТР}\,r} = C_{\text{КТР}}^{-1} P_r \, ; \quad r = \overline{1, R} \, .$$

Следовательно, вектор

$$\Delta W = W_{э\,r} - W_{\text{КТР}\,r} = \left[C_э^{-1} - C_{\text{КТР}}^{-1} \right] P_r \tag{8.94}$$

будет определять отклонение прогибов сравниваемых вариантов. Минимизируя отклонение обратных матриц жесткости ЭТР и КТР, мы тем самым минимизируем отклонение векторов прогибов сравниваемых вариантов. В пределе нулевому вектору (ΔW) будет соответствовать нулевая квадратная матрица

$$\left[C_э^{-1} - C_{\text{КТР}}^{-1} \right] = 0 \, . \tag{8.95}$$

При идентификации нас интересует не только сближение прогибов по абсолютному значению, но и сохранение формы прогибов. Это необходимо с точки зрения идентичности НДС КТР и ЭТР, особенно в условиях перераспределения аэродинамической нагрузки по агрегату вследствие его упругости. Форма прогибов сохраняется при соотношениях между векторами прогибов

$$W_{\text{КТР}} = \eta \, W_э \tag{8.96}$$

или, что то же самое, при соотношении между обратными матрицами

$$C_{\text{КТР}}^{-1} = \eta \, C_э^{-1} \, , \tag{8.97}$$

где η – положительный множитель, не равный нулю.

Из уравнения (8.97) следует, что

$$C_э^{-1} C_{\text{КТР}} = \frac{1}{\eta} E \, , \tag{8.98}$$

где $\frac{1}{\eta} E$ – диагональная матрица, у которой все элементы, за исключением элементов главной диагонали, равны нулю.

Условие (8.95) отражает идеальное согласование ЭТР и КТР. В общем случае имеет место невязка A:

$$A = \left[C_э^{-1} - C_{\text{КТР}}^{-1} \right] = \left[C_э^{-1} C_{\text{КТР}} - \frac{1}{\eta} E \right] . \tag{8.99}$$

При этом условию (8.92) можно поставить в соответствие критерий

$$\Delta C_* = \operatorname{Sp} A - \sum_{i=1}^{N} \sum_{j=1}^{N} a_{ij} \, . \tag{8.100}$$

Здесь след Sp матрицы A вводит нулевую асимптоту для критерия (8.100). В идеальном случае при совпадении НДС у КТР и ЭТР на всем спектре нагрузок

$$\Delta C_* = 0 \, . \tag{8.101}$$

* См. Тихонов А.Н., Арсенин В.Я. Методы решения некорректных задач. – М.: Наука, 1986.

Определим далее соотношения между элементами динамической матрицы, по которым можно оценивать близость КТР и ЭТР по аэроупругой устойчивости, частотам и формам колебаний на заданном спектре нагрузок. Как было указано ранее, одним и тем же значениям ΔD, определяемым по соотношению (8.93), могут соответствовать множество матриц $D_{\text{КТР}}$, отличающихся в различной степени от $D_э$ и, как следствие, имеющих различные спектры собственных частот $\{\omega_о\}$ и формы собственных колебаний $\{\bar{W}_о\}$ (определяемые из уравнений собственных колебаний (8.90)).

Поскольку оба сравниваемых варианта определены на одной и той же сеточной области с одинаковыми граничными условиями, то при совпадении параметров собственных колебаний у оптимального и реального вариантов будут наблюдаться идентичные динамические процессы при идентичном динамическом воздействии на конструкцию, в частности одни и те же критические скорости дивергенции и флаттера. Следовательно, рассогласование в динамическом поведении сравниваемых вариантов на всем спектре нагрузок можно оценивать по рассогласованию в параметрах собственных колебаний этих вариантов.

Тождество между спектрами собственных частот сравниваемых вариантов достигается не только при равенстве динамических матриц, но и в том случае, если эти матрицы подобны. При этом у матриц один и тот же спектр собственных значений (в нашем случае спектр собственных частот). И для этих матриц выполняется преобразование подобия:

$$\left[D_э - \frac{1}{\omega_о^2}E\right] = T^{-1}\left[D_{\text{КТР}} - \frac{1}{\omega_о^2}E\right]T, \tag{8.102}$$

где T – преобразующая невырожденная квадратная матрица. Согласно дистрибутивному закону, из (8.102) получаем

$$D_э - \frac{1}{\omega_о^2}E = T^{-1}D_{\text{КТР}}T - T^{-1}\frac{1}{\omega_о^2}T, \tag{8.103}$$

а поскольку спектры частот совпадают, то $D_э = T^{-1}D_{\text{КТР}}T$, что и требовалось доказать.

Для доказательства подобия матриц приходится использовать довольно сложный аппарат линейной алгебры. Это либо поиск инвариантных множителей этих матриц, либо приведение их к диагональному виду. Необходимым (но не достаточным) условием подобия сравниваемых матриц является равенство характеристических многочленов матриц.

Рассмотрим характеристический многочлен матриц D:

$$P(\lambda) = (-1)^N\left(\lambda^N - P_1\lambda^{N-1} + P_2\lambda^{N-2} - \ldots \pm P_N\right),$$

где P_1 – сумма диагональных элементов; P_n – сумма главных миноров n-го порядка (n = 2, 3,...., N – 1); P_N – определитель матрицы D; λ – собственное значение матрицы D.

Среди коэффициентов P_n наибольшую роль играют P_N (т.е. det D) и P_1. Сумма диагональных элементов P_1 (называемая следом матрицы D (SpD) равна сумме всех корней характеристического многочлена (собственных значений), причем кратность каждого корня считается такой, с которой он входит в характеристический многочлен. Определитель матрицы D равен произведению собственных значений с учетом их кратности. Таким образом, имеем два сильных стабилизирующих условия на параметры динамических матриц КТР

$$\text{Sp}\, D_{\text{КТР}} = \text{Sp}\, D_э\,; \tag{8.104}$$

$$\det D_{\text{КТР}} = \det D_э\,, \tag{8.105}$$

которые в силу их равноценности можно объединить в одну скалярную функцию;

$$\Delta D_* = \sqrt{(\Delta\,\text{Sp}\,D)^2 + (\Delta\det D)^2}\,, \tag{8.106}$$

где

$$\Delta\,\text{Sp}\,D = \text{Sp}\,D_э - \text{Sp}\,D_{\text{КТР}}\,;$$

$$\Delta\det D = \det D_э - \det D_{\text{КТР}}\,.$$

Эта функция дает возможность получить скалярную величину отклонения КТР от ЭТР по сумме и произведению собственных частот. Минимизация функции (8.106) имеет четкий физический смысл, а именно – сближение спектров частот ЭТР и КТР.

Как указано выше, для произвольных квадратных матриц одного порядка и ранга равенство следов и определителей является необходимым, но не достаточным условием подобия этих матриц. Кроме того, и само подобие динамических матриц не может нас удовлетворять, поскольку для идентичности выполнения динамических эксплуатационных условий у КТР и ЭТР, как было отмечено ранее, необходимо совпадение параметров собственных колебаний. Следовательно, совпадения полных спектров частот недостаточно. Необходимо еще совпадение форм колебаний (что достижимо только при равенстве динамических матриц КТР и ЭТР).

Исследование структуры динамических матриц КТР и ЭТР показало, что они обладают общностью внешних и внутренних структур, поскольку получены с помощью одних и тех же операторов на одной и той же области определения. Следствием этого является тот факт, что условия (8.104) и (8.105) являются достаточными условиями равенства динамических матриц КТР и ЭТР.

Таким образом, вместо выражений ΔC и ΔD, определяемых по соотношениям (8.92) и (8.93) соответственно, получим ΔC_* и ΔD_*, представляющие собой разницу между теми соотношениями элементов в одноименных матрицах КТР и ЭТР, которые однозначно определяют рассогласование между статическими и динамическими функциональными свойствами КТР и ЭТР. Выражения ΔC и ΔD не были для этого пригодны, так как они представляли собой среднеквадратические относительные отклонения элементов сравниваемых матриц, которые не коррелированы с различием в функциональных свойствах сравниваемых вариантов конструкций.

В то же время минимизация функционала (8.91) со слагаемыми ΔC_* и ΔD_* вместо ΔC и ΔD может дать несколько решений с близкими функциональными свойствами КТР и ЭТР, но с различными массами КТР. Дело в том, что в соотношении (8.100) используются только жесткости, формализуемые матрицей C, а в соотношении (8.106) используются отношения жесткостей к массе, формализуемые матрицей $D = C^{-1}M$. В этом случае необходимы дополнительные стабилизирующие условия на рассогласование матриц жесткости и динамических матриц КТР и ЭТР. Очевидно, что при одновременной минимизации функционала (8.91) с минимизацией рассогласования масс между КТР и ЭТР стабилизирующий эффект будет иметь место. Рассогласование в распределении масс между сравниваемыми вариантами удобно представить в виде функционала

$$\Omega = \mathrm{Sp}\left[M_э^{-1} M_{КТР} - E\right], \tag{8.107}$$

где $\left[M_э^{-1} M_{КТР} - E\right]$ – невязка уравнения $M_{КТР} - M_э = 0$.

Постановка задачи идентификации КТР и ЭТР силовых агрегатов сохраняется прежней, но вместо некорректного критерия (8.91) со слагаемыми (8.92) и (8.93) следует использовать сглаживающий функционал, обеспечивающий устойчивость процедуры идентификации:

$$\Phi = \Psi^2 + \alpha\,\Omega, \tag{8.108}$$

где Ψ – основной функционал, определяемый с помощью соотношений (8.100) и (8.106), минимум которого реализует в максимально возможной степени для данного КТР условия, накладываемые на матрицы $C_{КТР}$ и $D_{КТР}$, необходимые для выполнения статических и динамических эксплуатационных условий, $\Psi = \sqrt{\Delta C_*^2 + \Delta D_*^2}$; Ω – стабилизирующий функционал, определяемый по соотношению (8.107), минимум которого соответствует максимальному сближению законов распределения масс в КТР и ЭТР; α – параметр регуляризации (числовой множитель), определяемый численным экспериментом.

Процедура идентификации характеризуется высоким быстродействием, потому что в ней нет функциональных ограничений, а есть только геометрические ограничения на варьируемые параметры КТР. Продолжительность этой процедуры не зависит от числа расчетных режимов и состава эксплуатационных ограничений, поскольку все это было учтено при получении ЭТР агрегата. Таким образом, интерактивный режим работы с ЭВМ можно организовать на этапе синтеза рациональной структуры силовых агрегатов планера ЛА.

8.6. СТРУКТУРНО-ПАРАМЕТРИЧЕСКАЯ ОПТИМИЗАЦИЯ КОНСТРУКЦИЙ НЕСУЩИХ ПОВЕРХНОСТЕЙ ЛА

8.6.1. Задача параметрической оптимизации конструкции несущих поверхностей

Постановка задачи. В настоящее время при проектировании несущих поверхностей, как правило, используется подход, состоящий в отыскании равнопрочной конструкции и проведении поверочных расчетов на аэроупругие явления с целью удовлетворения требованиям статической и динамической аэроупругой устойчивости. Основное достоинство данного подхода, которое и определило его широкое применение в практике проектирования конструкций несущих поверхностей, заключается в относительной простоте получения равнопрочной (равнонапряженной) конструкции. Вместе с тем использование традиционного подхода при проектировании конструкции крыльев и особенно рулей оказывается не всегда эффективным, так как реализация ограничений на дивергенцию и флаттер требует в ряде случаев значительного увеличения массы равнопрочной конструкции. С целью снижения массы НП следует проводить оптимизацию конструкции с учетом требований аэроупругой устойчивости наравне с требованием прочности в единой оптимизационной постановке.

При решении задачи оптимизации параметров конструкции НП малого удлинения по условиям прочности и аэроупругой устойчивости принимаются следующие допущения. Внешние геометрические параметры НП,

ее конструктивно-силовая схема, условия крепления к корпусу и внешние нагрузки считаются заданными. Анализируемые конструкции предполагаются неограниченно упругими. Обшивка и силовые элементы не теряют устойчивости и не коробятся. Конструкция НП представляется конструктивно-анизотропной пластиной. На оптимизируемые параметры накладываются конструктивно-технологические ограничения

$$x_{i\,\min} \le x_i \le x_{i\,\max}\,,\quad i = \overline{1,I} \tag{8.109}$$

(I – число оптимизируемых параметров).

Требуется выбрать оптимальные параметры НП, при которых конструкция отвечает требованиям статической прочности, статической и динамической аэроупругой устойчивости и имеет минимальную массу.

Задачу оптимизации параметров конструкции НП можно трактовать как задачу математического программирования, которая состоит в следующем. На множестве конструктивных параметров $X\,(x_1, x_2, \ldots, x_I)$, которое отвечает статическому равновесию

$$\mathrm{C}\,W = P$$

и аэроупругому равновесию НП

$$[\,C + \lambda\,(S)\,E\,]\,\bar{W} = 0\,,$$

удовлетворяет условиям прочности

$$\sigma_{\text{экв}\,n} \le \sigma_{\text{доп}}\,,\quad n = \overline{1\,,N}$$

и аэроупругой устойчивости

$$\operatorname{Re}(S_n) < 0\,,\quad n = \overline{1\,,N}$$

и конструктивно-технологическим ограничениям

$$x_{i\,\min} \le x_i \le x_{i\,\max},\quad i = \overline{1\,,I}\,,$$

найти вектор оптимальных конструктивных параметров X_{opt}, для которого масса конструкции

$$M_{\text{НП}} = \sum_{n=1}^{N} m_n$$

принимает наименьшее значение.

Вектор оптимизируемых параметров $X\,(x_1, x_2, \ldots, x_I)$ составляют толщина обшивки и параметры силового набора (лонжеронов, стрингеров, нервюр). Число и тип конструктивных параметров, подлежащих оптимизации, а также конструктивно-технологические ограничения (8.109) назначаются конструктором.

В качестве метода оптимизации параметров конструкции НП используется случайный поиск. Нахождение вектора оптимальных параметров проводится с помощью алгоритмов глобального поиска непрерывного обучения с направляющим косинусом и локального поиска по наилучшей пробе. Последовательность решения задачи оптимизации конструктивных параметров НП по условиям прочности и аэроупругой устойчивости методом случайного поиска представлена на рис. 8.21.

Пример решения оптимизационной задачи. Эффективность оптимизации параметров конструкции руля с одновременным учетом требований прочности и аэроупругой устойчивости покажем на примере проектирования руля, представленного на рис. 8.22.

Руль состоит из двух обшивок и силового каркаса, включающего в себя следующие элементы: лонжерон, носок (нож), концевую, бортовую и три промежуточные нервюры, законцовку. Силовой каркас изготовлен из легированной стали ЗОХГСА, которая имеет механические характеристики: модули упругости $E = 21{\cdot}10^4$ МПа, $G = 8{,}3{\cdot}10^4$ МПа, плотность $\rho = 7800$ кг/м^3, предел прочности $\sigma_{\text{в}} = 1100$ МПа, предел пропорциональности $\sigma_{0,2} = 850$ МПа. Обшивка выполнена из листового материала: титанового сплава ОТ4 ($E = 11{\cdot}10^4$ МПа, коэффициент Пуассона $\mu = 0{,}32$, $\rho = 4550$ кг/м^3, $\sigma_{\text{в}} = 700$ МПа, $\sigma_{0,2} = 580$ МПа). Обшивка и силовой каркас соединены посредством точечной сварки.

Лонжерон имеет двутавровое сечение, параметры которого меняются по линейному закону по длине силового элемента. Концевая, бортовая и промежуточные нервюры изготовлены из гнутого профиля постоянной толщины. Бортовая нервюра состоит из левой и правой частей. Левая бортовая нервюра, концевая и промежуточная нервюры имеют постоянную, а правая бортовая нервюра – переменную по длине ширину полок. Ширина носка меняется линейно по длине силового элемента.

При решении задачи проектирования руля предполагалось, что обшивка и силовые элементы не теряют устойчивость и не коробятся. Влияние аэродинамического нагрева на конструкцию не учитывалось. Конструкция руля аппроксимировалась сеточной областью с $N = 176$ узлами.

Упругие свойства узла поворота руля моделировались двумя пружинами, работающими на изгиб и кручение. Жесткость пружины изгиба C_φ моделирует жесткость крепления руля к корпусу ЛА, а жесткость пружины кручения C_θ – жесткость привода и проводки управления.

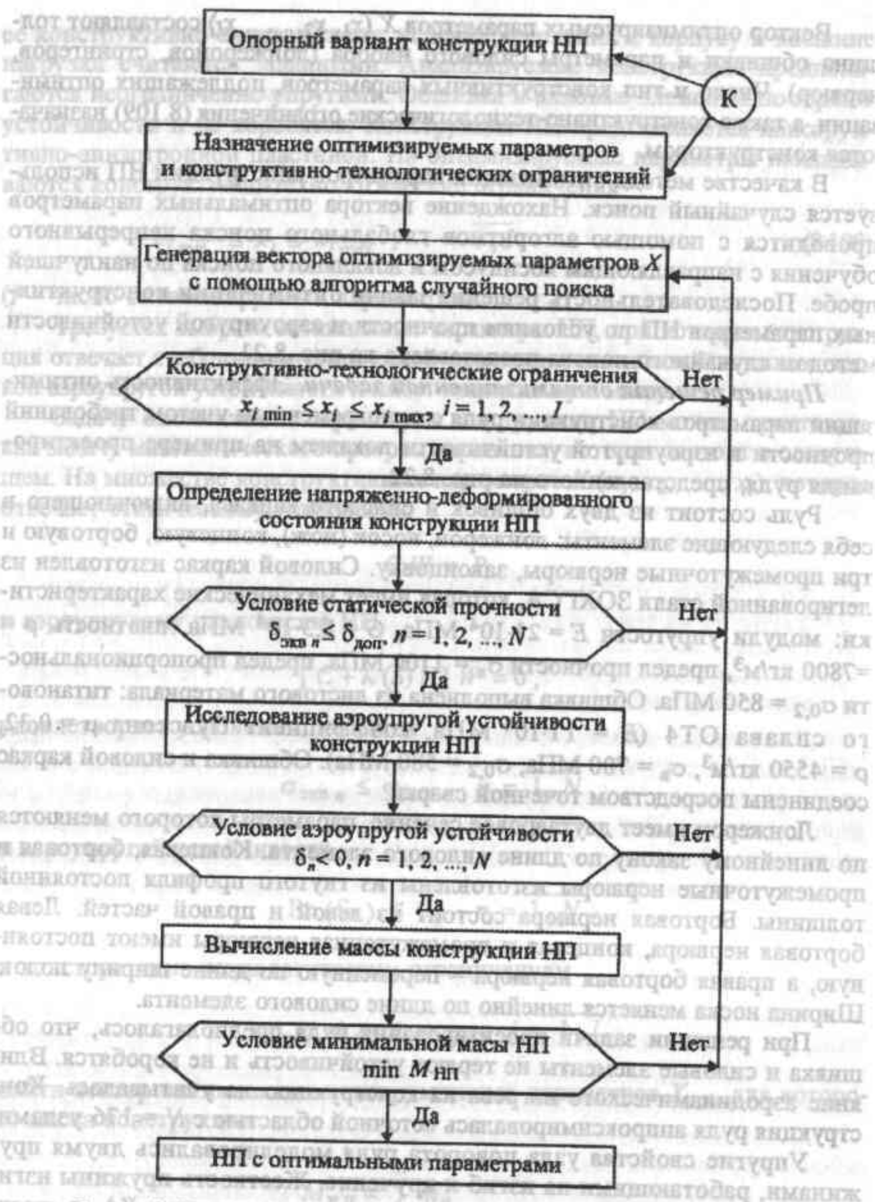


Рис. 8.21. Блок-схема оптимизации параметров несущей поверхности по условиям прочности и аэроупругой устойчивости

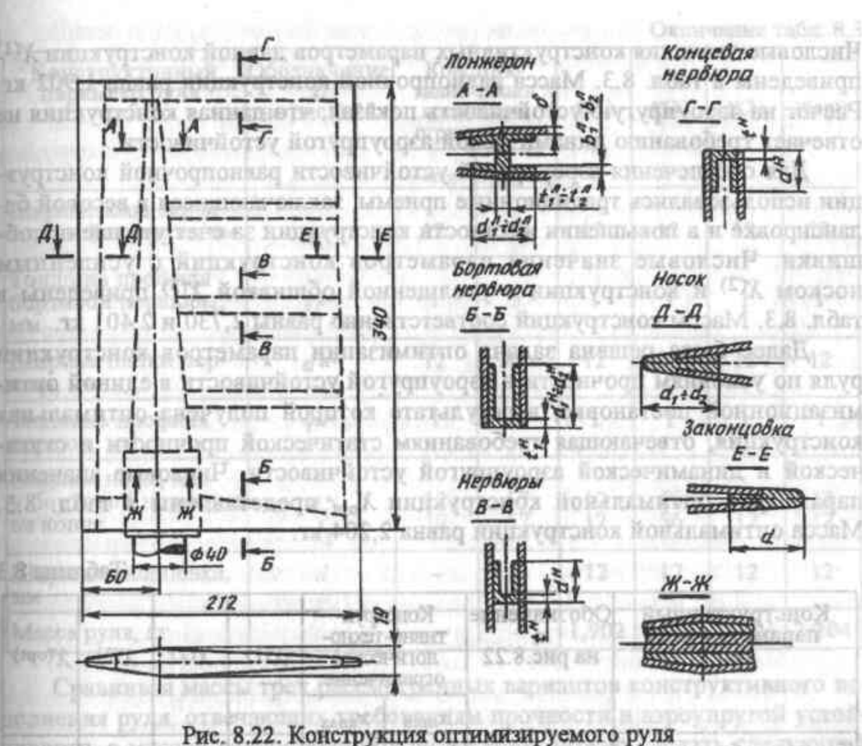


Рис. 8.22. Конструкция оптимизируемого руля

Жесткости C_φ и C_θ приняты равными соответственно $2\cdot10^6$ Н·м/рад и $0{,}11\cdot10^6$ Н·м/рад.

Для определения аэродинамической нагрузки на конструкцию руля в расчетах на прочность и аэроупругую устойчивость использовались следующие исходные данные: скоростной напор $q = 1{,}01\cdot10^6$ Н/м²; угол атаки $\alpha = 0$; угол отклонения руля $\delta = 1{,}4°$; производная коэффициента подъемной силы по углу δ : $c_y^\delta = 0{,}016$ 1/°.

В вектор оптимизируемых параметров включены девять конструктивных параметров, которые в табл. 8.3 помечены звездочкой. Там же назначены конструктивно-технологические ограничения на оптимизируемые параметры.

Для оценки целесообразности оптимизации параметров конструкции руля с одновременным учетом требований прочности и аэроупругой устойчивости предварительно были получены работоспособные варианты конструкции традиционным способом проектирования.

Вначале была найдена конструкция руля, оптимальная с точки зрения статической прочности. Назовем ее равнопрочной конструкцией.

Числовые значения конструктивных параметров данной конструкции $X^{(1)}$ приведены в табл. 8.3. Масса равнопрочной конструкции равна 1,902 кг. Расчет на аэроупругую устойчивость показал, что данная конструкция не отвечает требованию динамической аэроупругой устойчивости.

Для обеспечения аэроупругой устойчивости равнопрочной конструкции использовались традиционные приемы, заключающиеся в весовой балансировке и в повышении жесткости конструкции за счет утолщения обшивки. Числовые значения параметров конструкций с усиленным носком $X^{(2)}$ и конструкции с утолщенной обшивкой $X^{(3)}$ приведены в табл. 8.3. Массы конструкций соответственно равны 2,730 и 2,401 кг.

Далее была решена задача оптимизации параметров конструкции руля по условиям прочности и аэроупругой устойчивости в единой оптимизационной постановке, в результате которой получена оптимальная конструкция, отвечающая требованиям статической прочности и статической и динамической аэроупругой устойчивости. Числовые значения параметров оптимальной конструкции X_{opt} представлены в табл. 8.3. Масса оптимальной конструкции равна 2,204 кг.

Таблица 8.3

Конструктивный параметр руля x_i	Обозначение x_i на рис.8.22	Конструктивно-технологическое ограничение		$X^{(1)}$	$X^{(2)}$	$X^{(3)}$	$X^{(opt)}$
		x_{imin}	x_{imax}				
Толщина обшивки, мм	δ^*	1	4	1,3	1,3	2,6	2,5
Толщина полки лонжерона, мм:							
у узла поворота руля	$b_1^{л*}$	1	5	2	2	2	1
на конце	$b_2^{л}$	–	–	1	1	1	1
Ширина полки лонжерона, мм:							
у узла поворота руля	$d_1^{л*}$	5	60	48	8	48	5
на конце	$d_2^{л}$	–	–	5	5	5	5
Толщина стенки лонжерона, мм:							
у узла поворота руля	$t_1^{л}$	–	–	2	2	2	2
на конце	$t_2^{л}$	–	–	2	2	2	2
Ширина полки правой бортовой нервюры, мм:							
у узла поворота руля	$d_1^{н*}$	12	60	12	12	12	12
на конце	$d_2^{н}$	–	–	12	12	12	12

Окончание табл. 8.3

Конструктивный параметр руля x_i	Обозначение x_i на рис.8.22	Конструктивно-технологическое ограничение		$X^{(1)}$	$X^{(2)}$	$X^{(3)}$	$X^{(opt)}$
		x_{imin}	x_{imax}				
Ширина полки левой бортовой нервюры, мм	$d_1^{н*}$	12	60	12	12	12	12
Толщина профиля бортовой нервюры, мм	$t_1^{н*}$	1	5	1	1	1	1
Ширина полки нервюр, мм	$d^{н*}$	12	40	12	12	12	12
Толщина профиля нервюр, мм	$t^{н*}$	1	3	1	1	1	1
Ширина ножа, мм:							
у бортовой нервюры	d_1^*	12	57	12	56	12	12
на конце	d_2	12	57	12	56	12	12
Ширина законцовки, мм	d	–	–	12	12	12	12
Масса руля, кг		–	–	1,902	2,730	2,401	2,204

Сравнивая массы трех рассмотренных вариантов конструктивного исполнения руля, отвечающих требованиям прочности и аэроупругой устойчивости, с массой равнопрочной конструкции, можно сделать следующий вывод. В результате решения задачи оптимизации конструктивных параметров по условиям прочности и аэроупругой устойчивости в единой оптимизационной постановке была получена конструкция руля с массой, лишь на 16 % превышающей массу равнопрочной конструкции, тогда как реализация традиционных приемов проектирования, направленных на обеспечение аэроупругой устойчивости последней, – весовой балансировки или повышения жесткости конструкции за счет утолщения обшивки – привела к увеличению массы равнопрочной конструкции соответственно на 44 % и 26 %.

8.6.2. Задача структурной оптимизации конструкций несущих поверхностей

Постановка задачи. Задачи структурной оптимизации (СО), т.е. выбора рационального КТР, полностью не могут быть формализованы, так как для оценки рациональности вариантов КТР недостаточно оценить массу агрегата и его работоспособность, необходимо учесть технологичность и удобство в эксплуатации и ряд других трудноформализуемых тре-

бований, которые тем не менее может оценить конструктор, исходя из своих профессиональных знаний и опыта. Подсистема СО, кроме процедуры получения ЭТР, включает в себя две процедуры идентификации КТР и ЭТР: интерактивную и оптимизационную.

Интерактивная процедура используется для выбора варьируемых параметров в каждом КТР и определения границ их изменения на основе оценки их влияния на критерий идентификации. Проводя диалог с ЭВМ в виде реплик, конструктор получает информацию об активности конструктивных параметров и формирует вектор варьируемых параметров и ограничения на них. Ответ на свой вопрос конструктор получает практически мгновенно, так как подготовка ответа на ЭВМ заключается в определении значения критерия идентификации.

Оптимизационная процедура используется для оценки альтернативных КТР с точки зрения близости к эталонному решению. Процедура использует метод случайного поиска для определения рационального сочетания варьируемых параметров каждого КТР, при котором критерий идентификации принимает минимальное значение. Поскольку функциональных ограничений нет, а имеются только геометрические ограничения на варьируемые параметры, то процедура оптимизации занимает немного процессорного времени. Обе процедуры могут использоваться как последовательно, поскольку они методически и информационно согласованы, так и раздельно в зависимости от конкретных задач проектирования.

В общем случае решение задачи СО, как показано в разделе 8.5, достигается в три этапа. Однако в рассматриваемом ниже примере этап формирования альтернативных вариантов сокращен и представлен в виде конечного результата (рассматриваются три варианта НП). Два остальных этапа – формирование эталонного решения и выбор рационального варианта КТР – рассматриваются в соответствии с методикой раздела 8.5.

При решении задачи СО крыла принимаются те же допущения, что и в предыдущей задаче. Внешние геометрические параметры, условия крепления к корпусу и внешние нагрузки считаются заданными. Обшивка и силовые элементы не теряют устойчивость и не коробятся. На первом этапе при получении ЭТР несущих поверхностей используются те же методы анализа работоспособности конструкции, что и при параметрической оптимизации этих конструкций. Напряженно-деформированное состояние определяется методом конечных разностей с учетом перераспределения аэродинамической нагрузки из-за упругости конструкции на каждом r-м режиме нагружения ($r = 1,...,R$). Аэроупругая устойчивость конструкции определяется методом малых колебаний с вычислением комплексных частот $(S_n)_r$ первых пяти форм колебаний ($n = 1, ..., 5$) на всех режимах нагружения ($r = 1,...,R$).

Пример решения задачи структурной оптимизации крыла. Рассматривается задача выбора рационального варианта КТР крыла малого удлинения по условиям прочности, аэроупругой устойчивости и минимальной массы из трех альтернативных вариантов. Крыло имеет ромбовидный профиль и крепится к корпусу ЛА с помощью одного моментного и двух шарнирных узлов крепления. Внешняя геометрия и расположение узлов крепления вдоль бортовой хорды крыла показаны на рис. 8.23. Конструкция крыла аппроксимировалась сеточной областью с $N = 196$ узлами.

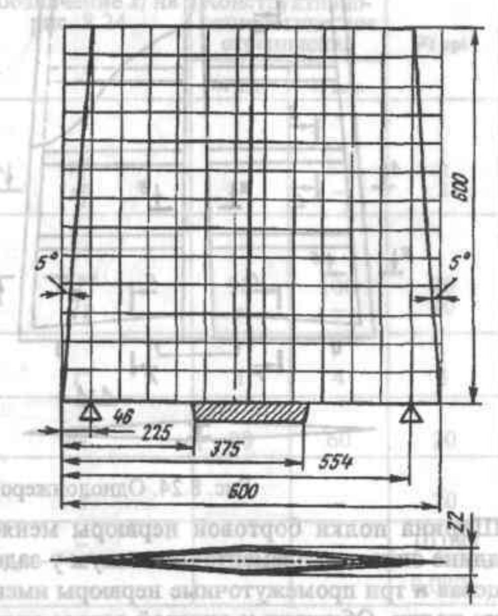


Рис. 8.23. Сеточная область оптимизируемого крыла

В качестве расчетного режима выбран режим полета у поверхности Земли ($\rho = 1{,}25$ кг/м^3) с числом Маха М = 3 (скорость $V_\infty = 1020$ м/с, скоростной напор $q = 0{,}64$ МПа). Угол атаки крыла $\alpha_ж = 2°$; производная коэффициента подъемной силы по углу атаки $\alpha: c_y^\alpha = 0{,}023$ 1/°.

В число рассматриваемых альтернативных вариантов конструкций крыла включены: конструкция с продольно-поперечным силовым набором (лонжероном и тремя нервюрами), моноблочная конструкция с веерообразным относительно заделки крыла расположением силовых элементов (лучевая схема) и конструкция со сплошным заполнителем. В дальнейшем конструктивные варианты крыла будем соответственно называть: однолонжеронным крылом, крылом с веерообразным силовым набором и крылом с сотовым заполнителем.

Однолонжеронное крыло (рис. 8.24, табл. 8.4) состоит из двух обшивок и подкрепляющего силового набора: лонжерона, нервюр, носка и законцовки. Лонжерон имеет сечение в виде двутавра, параметры которого меняются по линейному закону по длине силового элемента. Все нервюры изготовлены из гнутых профилей постоянной толщины. Бортовая нервюра состоит из двух симметричных относительно заделки крыла частей.

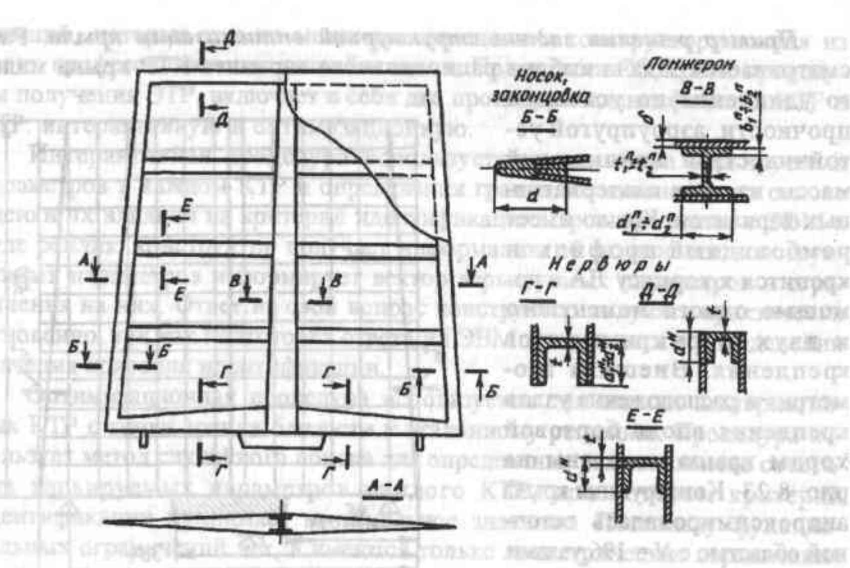


Рис. 8.24. Однолонжеронное крыло

Ширина полки бортовой нервюры меняется по линейному закону по длине силового элемента: максимум у заделки, минимум на концах. Концевая и три промежуточные нервюры имеют постоянную по длине ширину полки. Обшивки и силовой каркас изготовлены из титанового сплава ВТ16, имеющего характеристики: модуль упругости $E = 10{,}3 \cdot 10^4$ МПа; коэффициент Пуассона $\mu = 0{,}32$; плотность $\rho = 4850$ кг/м²; предел прочности $\sigma_в = 900$ МПа.

Таблица 8.4

Конструктивный параметр лонжеронного крыла x_i	Обозначение x_i на рис. 8.24	Конструктивно-технологическое ограничение		$x_{i\,opt}$
		$x_{i\,min}$	$x_{i\,max}$	
Толщина обшивки, мм	δ^*	1	4	2,6
Толщина полки лонжерона, мм: у заделки на конце	$b_1^{л*}$ $b_2^{л}$	1 –	5 –	4 1
Ширина полки лонжерона, мм: у заделки на конце	$d_1^{л*}$ $d_2^{л}$	30 –	100 –	60 20

Окончание табл. 8.4

Конструктивный параметр лонжеронного крыла x_i	Обозначение x_i на рис. 8.24	Конструктивно-технологическое ограничение		$x_{i\,opt}$
		$x_{i\,min}$	$x_{i\,max}$	
Толщина стенки лонжерона, мм: у заделки на конце	$t_1^{л}$ $t_2^{л}$	– –	– –	2 2
Ширина полки бортовой нервюры, мм: у заделки на конце	$d_1^{н*}$ $d_2^{н}$	20 –	100 –	20 20
Толщина профиля нервюр, мм	t^*	1	4	1
Ширина полки нервюр, мм	$d^{н*}$	20	60	20
Ширина носка, законцовки, мм	d	–	–	20
Масса крыла, кг	–	–	–	10,089
Функционал Ф	–	–	–	0,0875

Моноблочное крыло с веерообразным силовым набором (рис. 8.25, табл. 8.5) изготовлено из двух горячештампованных подкрепленных панелей, соединенных винтами. Подкрепляющие силовые элементы (ребра) расположены веерообразно относительно заделки крыла (лучевая схема). Крыло выполнено из титанового сплава ВТ16.

Таблица 8.5

Конструктивный параметр крыла лучевой схемы x_i	Обозначение x_i на рис. 8.25	Конструктивно-технологическое ограничение		$x_{i\,opt}$
		$x_{i\,min}$	$x_{i\,max}$	
Толщина обшивки, мм	δ^*	1	4	1,7
Ширина ребра, мм: у заделки крыла на конце силового элемента	t_1^* t_2^*	2 2	40 40	2 2
Ширина носка, законцовки, силовой нервюры, мм	d^*	20	40	20
Масса крыла, кг	–	–	–	8,079
Функционал Ф	–	–	–	0,0668

Рис. 8.25. Моноблочное крыло с веерообразным силовым набором

Крыло с сотовым заполнителем (рис. 8.26, табл. 8.6) представляет собой трехслойную пластину: две тонкие обшивки, скрепленные сплошным заполнителем. Обшивки выполнены из титанового сплава ВТ16. Заполнитель изготовлен в виде сот из тонкой фольги толщиной $\delta_c = 0{,}06$ мм, выполненной из титанового сплава ВТ16 с характеристиками: модули упругости $E_c = 11 \cdot 10^4$ МПа, $G_c = 4 \cdot 10^4$ МПа; коэффициент Пуассона $\mu = 0{,}32$; плотность $\rho = 4890$ кг/м^3; предел прочности $\sigma_в = 800$ МПа. Сотовый заполнитель получают методом формования отдельных лент фольги с последующей точечной сваркой в местах соприкосновения граней. Обшивки и сотовый блок соединяются при помощи пайки.

Таблица 8.6

Конструктивный параметр крыла с заполнителем x_i	Обозначение x_i на рис. 8.26	Конструктивно-технологическое ограничение		$x_{i\ opt}$
		$x_{i\ min}$	$x_{i\ max}$	
Толщина обшивки, мм	δ^*	1	4	2,0

Окончание табл. 8.6

Конструктивный параметр крыла с заполнителем x_i	Обозначение x_i на рис. 8.26	Конструктивно-технологическое ограничение		$x_{i\ opt}$
		$x_{i\ min}$	$x_{i\ max}$	
Толщина полки лонжерона, мм: у заделки на конце	$b_1^{л*}$ $b_2^{л}$	1 –	4 –	3 2
Ширина полки лонжерона, мм: у заделки на конце	$d_1^{л*}$ $d_2^{л}$	20 –	150 –	140 20
Толщина стенки лонжерона, мм: у заделки на конце	$t_1^{л}$ $t_2^{л}$	– –	– –	2 2
Толщина полки бортовой нервюры, мм: у заделки на конце	$b_1^{н*}$ $b_2^{н*}$	1 –	4 –	1 2
Ширина полки бортовой нервюры, мм: у заделки на конце	$d_1^{н*}$ $d_2^{н}$	20 –	100 –	20 20
Толщина стенки бортовой нервюры, мм: у заделки на конце	$t_1^{н}$ $t_2^{н}$	– –	– –	2 2
Ширина полки концевой нервюры, мм	$d^{н}$	–	–	20
Толщина профиля концевой нервюры, мм	$t^{н}$	–	–	1
Ширина носка, законцовки, мм	d	–	–	20
Толщина фольги сотового заполнителя, мм	δ_c	–	–	0,06
Размер грани ячейки сотового заполнителя, мм	r^*	3	15	9
Масса крыла, кг	–	–	–	8,662
Функционал Ф	–	–	–	0,0708

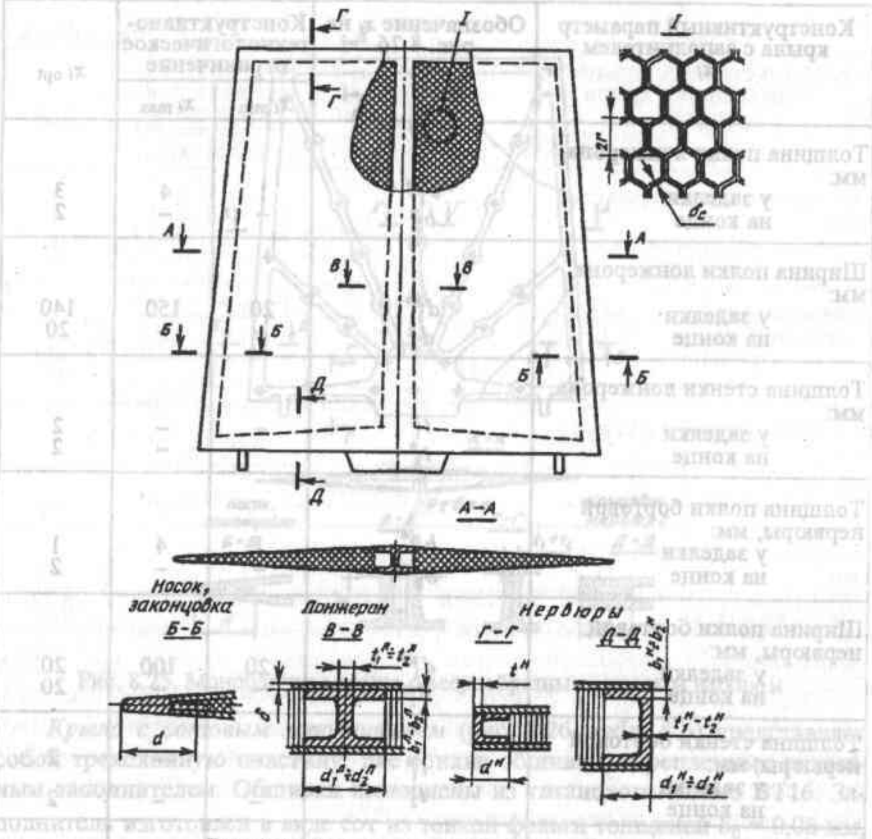


Рис. 8.26. Крыло с сотовым заполнителем

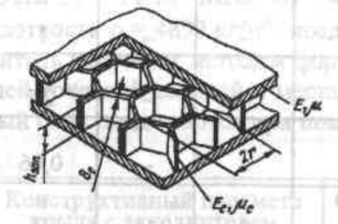


Рис. 8.27. Параметры сотового заполнителя

Плотность и модуль упругости заполнителя:

$$\rho_{\text{зап}} = k_1 \frac{\delta_c}{r} \rho_c; \quad E_{\text{зап}} = k_1 \frac{\delta_c}{r} E_c,$$

где k_1 – коэффициент, зависящий от формы ячейки (для правильного шестигранника $k_1 = 1{,}54$); δ_c – толщина фольги сотового заполнителя; r – размер грани ячейки (рис. 8.27).

Силовой набор крыла состоит из лонжерона, концевой и бортовой нервюр, носка и законцовки. Штампованный лонжерон имеет двутавровое сечение, параметры которого меняются линейно по длине силового элемента. Концевая нервюра изготовлена из гнутого профиля постоянной ширины и толщины. Штампованная бортовая нервюра имеет сечение в виде швеллера, параметры которого меняются по линейному закону по длине силового элемента: от максимальных значений у заделки до минимальных на концах бортовой хорды. Носок и законцовка имеют постоянные по длине сечения. Силовой набор выполнен из титанового сплава ВТ16.



Рис. 8.28. Блок-схема нахождения оптимального закона распределения конструкционного материала

Задача выбора рационального КТР из трех альтернативных вариантов решалась в два этапа. Первый этап проводился по схеме, изображенной на рис. 8.28. Методом случайного поиска определен оптимальный закон распределения конструкционного материала ВТ16 $\{\delta\}_{\text{opt}}$, минимизирующий функцию качества – массу крыла, при выполнении ограничений типа неравенства на прочность и аэроупругую устойчивость. Технологические ограничения не учитывались. Конструкционный материал сосредоточен в узлах сеточной области с внутренней стороны обшивки крыла (рис. 8.29).

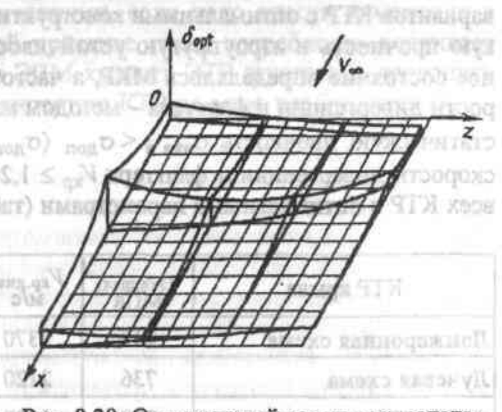


Рис. 8.29. Оптимальный закон распределения материала для исследуемого крыла

Второй этап проводился по схеме, изображенной на рис. 8.30, в режиме диалога. В процессе решения было



Рис. 8.30. Блок-схема структурной оптимизации крыла

выявлено влияние конструктивных параметров на функционал Ф, определен вектор варьируемых параметров и назначены технологические ограничения для каждого из вариантов КТР. Оптимизация каждого из альтернативных КТР по критерию Ф не превышала 2–3 мин.

В результате выполнения процедуры идентификации для каждого из трех вариантов получено оптимальное сочетание конструктивных параметров, сообщающих минимум функционалу Ф. Минимальные значения этого функционала для однолонжеронного крыла, крыла лучевой схемы и крыла с заполнителем соответственно равны 0,0875; 0,0668; 0,0708, а массы 10,089 кг; 8,079 кг; 8,662 кг. Значения оптимальных параметров представлены в табл. 8.4, 8.5 и 8.6 (варьируемые параметры помечены звездочкой).

Для оценки корректности процедуры идентификации в отношении эксплуатационных ограничений были проведены прямые расчеты всех трех вариантов КТР с оптимальными конструктивными параметрами на статическую прочность и аэроупругую устойчивость. Напряженно-деформированное состояние определялось МКР, а частоты колебаний, критические скорости дивергенции и флаттера – методом малых колебаний. Ограничения на статическую прочность $\sigma_{\text{экв } n} < \sigma_{\text{доп}}$ ($\sigma_{\text{доп}}$ = 750 МПа) и на критические скорости дивергенции и флаттера $V_{\text{кр}} \geq 1{,}2V_{\infty}$ (V_{∞} = 1020 м/с) соблюдены у всех КТР с оптимальными параметрами (табл. 8.7).

Таблица 8.7

КТР крыла	$\sigma_{\text{экв.max}}$, МПа	$V_{\text{кр.див}}$, м/с	$V_{\text{кр.фл}}$, м/с
Лонжеронная схема	749	2370	2800
Лучевая схема	736	2120	$V_{\text{кр.фл}} > V_{\text{кр.див}}$
Схема с заполнителем	750	1930	$V_{\text{кр.фл}} > V_{\text{кр.див}}$

Если в некоторых КТР после идентификации не выполняются эксплуатационные условия, то для них следует отдельно провести параметрическую оптимизацию в постановке, изложенной в разд. 8.6. Естественно, что прямые расчеты и ПО следует проводить не для всего множества альтернативных вариантов после идентификации, а только для некоторых с близкими значениями *inf* Ф.

По результатам идентификации можно сделать вывод о том, что из трех альтернативных вариантов КТР крыла рациональными являются моноблочная конструкция с веерообразным силовым набором и конструкция с заполнителем, так как они ближе к ЭТР по сравнению с вариантом однолонжеронного крыла. Тот же вывод можно сделать в отношении массовой эффективности этих КТР.

На данном примере наглядно продемонстрированы корректность критерия идентификации и преимущества предлагаемой процедуры проектирования. На наш взгляд, их несколько.

1. Возможность организации интерактивного процесса проектирования. Конструктор работает только на втором этапе, когда эталонный вариант уже выбран и он быстро получает ответ о рациональности своих предложений.

2. Принципиальная возможность одновременного учета требований прочности и аэроупругой устойчивости при выборе КТР агрегата.

3. Облегчение работы конструктора, несмотря на большое число расчетных режимов нагружения, поскольку продолжительность решения задачи второго этапа (идентификации) не зависит от числа расчетных режимов; с этой сложностью справляется ЭВМ на первом этапе СО.

4. Отсутствие необходимости заново решать оптимизационную задачу с эксплуатационными ограничениями, если надо внести изменения в конструкцию (в конструкторской практике такая потребность возникает часто). Для этого надо в памяти ЭВМ хранить ЭТР агрегата и проводить идентификацию на базе новой концепции КТР по мере необходимости.

ГЛАВА 9

ОБЕСПЕЧЕНИЕ НАДЕЖНОСТИ ЗУР

9.1. НАДЕЖНОСТЬ ЗУР

9.1.1. Основные положения теории надежности ракет

Основные понятия и определения. Надежность относится к числу основных проблем, выдвинутых на современном этапе развития техники. Эта проблема возникает везде, где необходимы постоянная готовность к функционированию, высокая эффективность работы, гарантированные сроки службы и безопасность. Все эти требования безусловно относятся к ракетной технике, для которой надежность является важнейшим комплексным свойством.

Надежностью называется свойство объекта выполнять заданные функции, сохраняя во времени значения установленных эксплуатационных показателей в заданных пределах, соответствующих заданным режимам и условиям использования, технического обслуживания, ремонтов, хранения и транспортирования (ГОСТ 27.002-89). В стандарте под объектом понимается предмет определенного целевого назначения, рассматриваемый в период *проектирования*, *производства*, *испытаний* и *эксплуатации*. В нашей работе в качестве объектов рассматриваются ЗУР и ее основные составные части.

Надежность является комплексным свойством, которое в зависимости от назначения объекта и условий его эксплуатации может включать безотказность, долговечность, ремонтопригодность и сохраняемость в отдельности или определенное сочетание этих свойств. Зенитные ракеты в период эксплуатации принято считать невосстанавливаемыми объектами. Для них надежность обычно понимается как безотказность работы. *Безотказность* – это свойство объекта непрерывно сохранять работоспособность в течение некоторого времени или некоторой наработки.

Свойством безотказности ракета должна обладать как в период эксплуатации, так и при хранении. При этом для периода эксплуатации надежность отождествляется строго с безотказностью, но при хранении безотказность является лишь одним из свойств надежности наряду с долговечностью, ремонтопригодностью и сохраняемостью.

Показателями безотказности являются: вероятность безотказной работы, средняя наработка до отказа, интенсивность отказов, параметр потока отказов, наработка на отказ.

Вероятность безотказной работы – вероятность того, что в пределах заданной наработки отказ объекта не возникнет.

Средняя наработка до отказа – математическое ожидание наработки объекта до первого отказа.

Интенсивность отказов – условная плотность вероятности возникновения отказа невосстанавливаемого объекта, определяемая для рассматриваемого момента времени при условии, что до этого момента времени отказ не возник.

Параметр потока отказов – плотность вероятности возникновения отказа восстанавливаемого объекта, определяемая для рассматриваемого момента времени.

Наработка на отказ – отношение наработки восстанавливаемого объекта к математическому ожиданию числа его отказов в течение этой наработки.

Из приведенных определений следует, что в теории надежности фундаментальное значение имеет понятие отказа. *Отказ* – это случайное событие перехода объекта из состояния соответствия тем или иным требованиям в состояние несоответствия этим требованиям (в частности, полная утрата работоспособности или разрушение). Вообще отказ – не только полная утрата работоспособности, но и выход параметров работоспособного изделия за допустимые пределы, возникновение дефектов, требующих внеплановых проверок и регулировок, и т.п. В каждом конкретном случае сущность отказа объекта должна четко оговариваться в техническом задании на проектирование.

Причинами отказов объектов могут быть дефекты, допущенные при конструировании и (или) производстве; нарушение правил и норм эксплуатации; различного рода повреждения, а также естественные процессы изнашивания и старения.

Отказы бывают постепенные и внезапные. Постепенные отказы наступают в результате износа. Внезапные отказы возникают в большинстве случаев из-за внезапной концентрации нагрузок или температуры. Количество постепенных отказов обычно увеличивается по мере приближения к среднему сроку службы. Количество же внезапных отказов от продолжительной предварительной работы не зависит.

Методы расчета надежности. Для количественной оценки надежности применяют два типа расчетных моделей: математические (формальные) модели и физические модели надежности.

Формальные математические модели используют в случаях, когда изменение надежности подчиняется некоторым статистическим закономерностям, которые определяются лишь экспериментально. При этом нельзя выяснить причины отказов и определить возможности их устранения (что является недостатком формальных моделей). Существуют две группы таких моделей: в первой из них надежность рассматривается как временная категория (надежность как качество, развернутое во времени), во второй – как вероятность случайного события.

Математические модели первой группы применяют при расчете надежности радиоэлектронной аппаратуры, электромеханических агрегатов, деталей машин и механизмов, работоспособность которых лимитируется изнашиваемостью частей. Формальные математические модели второй группы применимы к пироустройствам и устройствам, срабатывающим мгновенно и однократно. В этом случае по существу невозможно применить временные характеристики надежности, и последняя определяется из эксперимента как вероятность реализации случайного события.

Физические модели отражают физическую сторону функционирования объекта. Очевидно, что для успешного функционирования объекта необходимо, чтобы его основные характеристики находились в некоторых пределах (допусках), гарантирующих выполнение возложенных на объект задач. В связи с этим условия работоспособности часто формулируются в виде соотношений, отражающих требование непревышения некоторой функцией ее допустимого значения. В общем случае такое условие имеет вид

$$U = f\left(\vec{\sigma}^*, \vec{\varepsilon}^*, \vec{T}^*, \vec{\sigma}_Д^*, \vec{\varepsilon}_Д^*, \vec{T}_Д^*\right) > 0, \qquad (9.1)$$

где $\vec{\sigma}^* = f_\sigma(x, y, z, \tau)$, $\vec{\varepsilon}^* = f_\varepsilon(x, y, z, \tau)$, $\vec{T}^* = f_T(x, y, z, \tau)$ – поля напряжений, деформаций и температур в объекте; $\vec{\sigma}_Д^*$, $\vec{\varepsilon}_Д^*$, $\vec{T}_Д^*$ – поля допустимых значений для $\vec{\sigma}^*$, $\vec{\varepsilon}^*$, $\vec{T}^*$; $\tau \in [\tau_о, \tau_к]$ – отрезок времени от начала $\tau_о$ функционирования до момента $\tau_к$ его окончания; x, y, z – координаты точки объекта.

Соотношение (9.1) иногда распадается на несколько условий вида $U_i > 0$ $(i = \overline{1, N})$, при этом часто полагают

$$\{U > 0\} = \bigcap_{i=1}^{N} \{U_i > 0\}. \qquad (9.2)$$

Физические модели широко применяются при оценке надежности конструкции ракеты. При этом под вероятностью безотказной работы конструкции P понимают вероятность непревышения действующей нагрузкой N значений несущей способности R:

$$P = \text{Вер}\,(N < R). \qquad (9.3)$$

Надежность как временная функция. Надежность не является таким свойством, которое можно придать готовому изделию. Надежность обеспечивается рядом мер, принимаемых на всех этапах, начиная от создания изделия и кончая его эксплуатацией. Существует формула, согласно которой надежность закладывается при проектировании, обеспечивается в процессе производства, достигается при экспериментальной отработке, поддерживается при эксплуатации. В соответствии с этим подходом различают проектировочную, технологическую и эксплуатационную надежность.

Проектировочная надежность – это расчетная надежность, определяемая на этапе проектирования ракеты, когда ЛА представлен в основном в чертежах. При расчете проектировочной надежности учитывается физическая картина работы конструкции, технология ее изготовления, условия эксплуатации и т.д., но лишь в виде моделей, заменяющих реальные явления при расчетах. Часть статистических коэффициентов на этапе проектирования определяют по данным, характеризующим аналогичные ЛА. Естественно, что проектировочная надежность рассчитывается с той степенью точности, которая соответствует всем проектировочным расчетам.

Технологическая надежность – реальная характеристика надежности, учитывающая расхождение реального технологического процесса и запланированного, отличие реальных вероятностных характеристик сортамента от расчетных и реальных размеров элементов от заданных в чертежах и т.д. От 15 до 30 % всех отказов связано именно с технологическими отклонениями. Несмотря на все принимаемые меры, количество параметров, выполняемых с отклонениями от чертежей, для готового и принятого ОТК изделия практически не уменьшается.

Чтобы найти технологическую надежность, необходимо учесть проектировочную надежность и отличия реального технологического процесса от проектного. Эти отличия учитываются как теоретически, так и на основе статистических коэффициентов, рассчитываемых по предыдущим изделиям.

Эксплуатационная надежность – свойство, приобретаемое ракетой к моменту ее эксплуатации. Эксплуатационная надежность учитывает технологическую надежность, доработку ракеты в процессе наземных испытаний, транспортировку и хранение, условия эксплуатации и т.д.

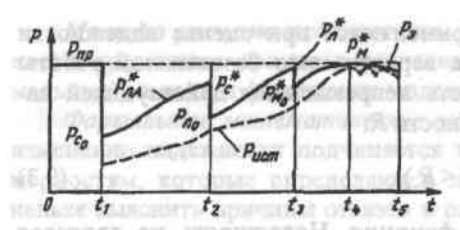


Рис. 9.1. Надежность ракеты как временна́я функция

Как бы тщательно ни была рассчитана проектировочная надежность, невозможно учесть все те причины, которые приводят к отказам ракеты в полете. На рис. 9.1 показано изменение надежности ракеты в процессе ее создания и эксплуатации. На рисунке обозначено: O, t_1 – этап проектирования, t_1, t_2 – этап стендовых испытаний; t_2, t_3 – этап летных испытаний; t_3, t_4 – этап серийного производства; t_4, t_5 – этап эксплуатации.

Верхняя прямая, параллельная оси абсцисс, представляет собой проектировочную надежность $P_{\text{пр}}$. Она, как правило, соответствует требуемой по ТЗ надежности $P_{\text{тр}} = P_{\text{пр}}$. Сплошная ступенчатая кривая представляет собой экспериментальную функцию надежности $P^*_{\text{ЛА}}$ – точечную оценку надежности ЛА во времени, рассчитанную по данным экспериментов. Отдельные точки этой кривой обозначают следующее: $P^*_{\text{c}_0}$ – надежность по данным первых наземных (стендовых) испытаний ЛА; P^*_{c} – надежность по данным последних наземных испытаний после устранения всех неисправностей, выявленных в процессе наземной отработки ЛА; $P^*_{\text{л}_0}$ – надежность по данным первых летных испытаний; $P^*_{\text{л}}$ – надежность по данным последних летных испытаний после устранения всех неисправностей, выявленных в процессе летных испытаний; $P^*_{\text{м}_0}$ – надежность ЛА в начальный момент массового (серийного) производства; $P^*_{\text{м}}$ – надежность ЛА в конце массового изготовления после устранения всех неисправностей, возникающих при серийном производстве; $P_{\text{э}}$ – надежность ЛА в процессе эксплуатации, уменьшающаяся в результате старения и повышающаяся после проведения регламентных работ.

Скачки функции $P^*_{\text{ЛА}}$ обусловлены рассогласованием в условиях испытаний. В общем случае эти скачки, отражающие точность моделирования условий эксплуатации, могут и отсутствовать. Нижняя кривая, представленная на рис. 9.1 штриховой линией, является истинной надежностью $P_{\text{ист}}$, определяемой на основе рассмотрения интервальной оценки надежности. Как правило, в каждый данный момент $P_{\text{ист}} \leq P^*_{\text{ЛА}}$. Рассогласование между $P_{\text{ист}}$ и $P^*_{\text{ЛА}}$ обусловлено тем, что испытаниям подвергается довольно ограниченное число ракет. Точечная оценка может считаться истинным значением

надежности лишь в случае представительных статистических выборок ($n \geq 250$).

Для повышения точности оценок надежности ЛА при ограниченном объеме летных испытаний наряду с экспериментальными данными целесообразно привлекать данные, полученные на стадиях проектирования и наземной отработки. Однако при этом следует тщательно анализировать принадлежность различных оценок надежности одной и той же генеральной совокупности. Еще более продуктивным может быть статистическое объединение теоретических и экспериментальных данных.

Идея такого подхода сводится к разработке математической модели рассматриваемого процесса (полет ракеты, ее наведение, поражение цели), калибровке этой модели по материалам летных экспериментов, а затем – к проведению статистического моделирования процесса функционирования ракеты по всей зоне поражения при различных условиях пуска. Целью калибровки является проверка степени соответствия процессов, полученных с помощью модели ракеты, аналогичным процессам, полученным в летных испытаниях.

В математическом плане калибровка модели состоит в проверке выполнения гипотезы о принадлежности двух случайных выборок одной генеральной совокупности. Одна выборка (малая) определяется значениями ошибок, полученными при летных испытаниях; другая выборка соответствующих параметров (сколь угодно большая) получается на основе математического моделирования с учетом модели ошибок ракеты. Если с помощью статистического критерия (например, Вилкоксона) устанавливается факт, что гипотеза о принадлежности двух выборок к одной генеральной совокупности не отвергается, то рассматриваемые величины в математической модели при оценке надежности могут быть использованы по всей зоне функционирования ракеты при различных условиях пусков, имитируемых разбросом параметров ракеты и радиотехнических средств с помощью датчиков случайных чисел при принятых законах распределения этих параметров.

9.1.2. Проектировочная надежность ЗУР

Общая структурная модель. Первая задача формализации надежности ЗУР состоит в представлении ракеты в виде *сложной системы*, ее расчленении на отдельные единицы и установлении связи между ними по надежности. Здесь под системой понимается устройство, состоящее из элементов, надежность которых известна. Надежность системы рассчитывается по *функции надежности* системы, которая учитывает метод соединения элементов, возможные виды отказов элементов, зависимость элементов по надежности, последовательность отказов элементов и т.д.

Если при расчете надежности системы учитывают лишь метод соединения независимых элементов, то для составления функции надежности

системы применяют метод структурных схем. Элементы по надежности могут быть соединены между собой в систему последовательно, параллельно или смешанно. Эти методы соединения хорошо известны по электротехническим цепям.

При *последовательном соединении* необходимым и достаточным условием отказа системы является отказ любого ее элемента, т.е.

$$Q_c = Q_1 \cup Q_2 \cup \dots \cup Q_n , \tag{9.4}$$

где Q_c, Q_1, Q_2, Q_n – случайные события, заключающиеся в том, что откажет соответственно система, первый, второй, n-й элемент.

При *параллельном соединении* необходимым и достаточным условием отказа системы является отказ всех ее элементов, т.е.

$$Q_c = Q_1 \cap Q_2 \cap \dots \cap Q_n . \tag{9.5}$$

При *смешанном соединении* имеются элементы, соединенные последовательно, и элементы, соединенные параллельно.

Надежность системы P_c из n последовательно соединенных элементов, имеющих надежность P_i, определяется по формуле

$$P_c = \prod_{i=1}^{n} P_i . \tag{9.6}$$

При параллельном соединении элементов

$$P_c = 1 - \prod_{i=1}^{n} \left(1 - P_i\right) . \tag{9.7}$$

На практике ракету делят на такие структурные единицы, для которых возможна и целесообразна *автономная отработка* в процессе наземных и летных испытаний.

С этих позиций наиболее крупными структурными единицами для ракеты является конструкция (планер), двигатель и оборудование (аппаратура). Последняя составляющая состоит из нескольких систем (источники энергопитания, автопилот, информационные средства и др.). Однако в первом приближении, учитывая сходство в методах оценки надежности аппаратурных блоков, все оборудование целесообразно рассматривать как единую систему.

В общем случае структурные единицы ракеты зависимы между собой по надежности. Однако выявление этой зависимости достаточно сложно. Приближенно можно считать, что отказ любой структурной единицы влечет за собой выход из строя всей ракеты. В этом случае проектировочная надежность ракеты в соответствии с (9.6) будет

$$P = P_{кон} P_{дв} P_{об} , \tag{9.8}$$

где $P_{кон}$ – надежность конструкции; $P_{дв}$ – надежность двигателя; $P_{об}$ – надежность бортового оборудования.

Надежность конструкции ЗУР. Расчет надежности конструкции ракеты базируется на физической модели успешного функционирования, которая формулируется в виде соотношений, отражающих требование непревышения действующей нагрузкой ее допустимых значений (см.(9.3)).

Поскольку расчет нагрузки отдельных частей конструкции имеет свои особенности, то очевидно, что при расчете надежности конструкцию ракеты следует рассматривать с позиции системы и расчленять на отдельные элементы. Под элементом конструкции понимается некоторая самостоятельная конструктивная единица, отличающаяся от других единиц характером нагружения и (или) *методом расчета* работоспособности. Это могут быть обшивка агрегата конструкции, его силовые элементы, сварные швы, соединения отдельных частей конструкции и т.д.

Теоретически вычленить все опасные элементы довольно сложно. Поэтому задача решается неформально, на основе опыта и интуиции конструктора. Для ракет средней дальности, например, обычно выделяют 50–70 конструктивных элементов. При этом считают, что отказы элементов независимы, а конструкция ракеты рассматривается как совокупность последовательно соединенных элементов. Тогда

$$P_{кон} = \prod_{j=1}^{N} P_j , \tag{9.9}$$

где N – количество элементов конструкции; P_j – вероятность неразрушения j-го элемента конструкции. В общем случае в числе этих элементов могут быть и конструктивные элементы ТПК.

Функция работоспособности для любого конструктивного элемента представляет собой композиционную случайную функцию

$$U(t) = R(t) - N(t) , \tag{9.10}$$

а надежность элемента определяется как вероятность невыброса композиционной случайной функции за нулевой уровень, т.е.

$$P(t) = P(U(t) > 0) . \tag{9.11}$$

Вследствие недостаточной изученности и сложности описания случайных процессов работы конструкции, на практике фактор времени при анализе надежности конструкции обычно не учитывают, полагая, что в определенной мере он статистически учитывается в законах распределения R и N. Не учитывают также многомерность случайных величин, определяющих R и N (или сводят многомерную задачу к одномерной). В этом случае, если известны плотности распределения $f_R(x)$ и $f_N(x)$ и функции распределения $F_R(x)$ и $F_N(x)$, то вероятность безотказной работы элемента конструкции (надежность) определяется по формулам

$$P = \int_{-\infty}^{\infty} f_N(x)\left[1 - F_R(x)\right]dx = \int_{-\infty}^{\infty} f_R(x)\,F_N(x)\,dx\,. \qquad (9.12)$$

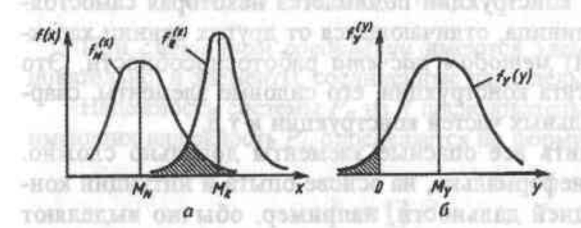


Рис. 9.2. К определению надежности конструкции:

а – плотность распределения нагрузки N и несущей способности R; *б* – плотность распределения случайной величины $y = R - N$

Физическую сторону модели (9.12) иллюстрирует рис. 9.2. Заштрихованный участок на рис. 9.2, *а* показывает область перекрытия нагрузки N и несущей способности R, которая в конечном итоге определяет область вероятности отказа, заштрихованную на рис. 9.2, *б*.

Статистика показывает, что большинство нагрузок, действующих на конструкцию ЛА, имеют распределение, хорошо согласуемое с нормальным. Несущую способность во многих случаях можно считать распределенной также по нормальному закону. В этих условиях случайная величина $y = R - N$ также будет распределена по нормальному закону с математическим ожиданием

$$M_y = M_R - M_N \qquad (9.13)$$

и дисперсией

$$\sigma_y^2 = \sigma_R^2 + \sigma_N^2\,, \qquad (9.14)$$

где M_R, M_N – математические ожидания R и N; σ_R, σ_N – средние квадратические отклонения этих же величин.

При указанных предположениях вероятность безотказной работы будет

$$P = P(R > N) = P(y > 0) = \int_0^{\infty} f_y(x)\,dx = \Phi(\gamma)\,, \qquad (9.15)$$

где $\Phi(\gamma)$ – функция нормального распределения вида

$$\Phi(\gamma) = 0{,}5 + \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \int_0^{\gamma} \exp\left(-y^2/2\right)dy\,; \qquad (9.16)$$

γ – гауссова мера надежности (характеристика безопасности), представляющая собой величину, обратную коэффициенту вариации случайной величины y:

$$\gamma = \frac{M_y}{\sigma_y} = \frac{M_R - M_N}{\sqrt{\sigma_R^2 + \sigma_N^2}}\,. \qquad (9.17)$$

Зависимость (9.15) иллюстрируется табл. 9.1, где показывается связь между численными характеристиками P и γ. Там же дана логарифмическая характеристика надежности $p = -\lg(1 - P)$.

Таблица 9.1

P	0,90	0,99	0,999	0,9999	0,9(5)	0,9(6)	0,9(7)	0,9(8)
p	1	2	3	4	5	6	7	8
γ	1,2816	2,3264	3,0902	3,7188	4,2649	4,7534	5,1993	5,6120

Надежность двигателя. Для ЗУР чаще всего применяют РДТТ. Основными элементами РДТТ, как показано в гл. 4, являются корпус, топливный заряд, сопловой блок с устройствами управления вектором тяги и воспламенительное устройство. При расчете надежности двигателя обычно полагают независимость отказов составных частей и двигатель рассматривается как совокупность последовательно соединенных элементов. При этом

$$P_{\text{дв}} = P_{\text{корп}} P_{\text{с.б}} P_{\text{т.з}} P_{\text{восп}}\,, \qquad (9.18)$$

где $P_{\text{корп}}$, $P_{\text{с.б}}$, $P_{\text{т.з}}$, $P_{\text{восп}}$ – надежность (безотказность) корпуса, соплового блока, топливного заряда, воспламенителя соответственно.

Как показывает статистика, отказы корпуса и соплового блока в процессе работы РДТТ могут возникнуть вследствие нарушения условий по

несущей способности и прогорания теплозащитного покрытия. Приближенно считается, что эти события независимы и их можно оценивать раздельно.

Вероятность неразрушения корпуса и соплового блока двигателя рассчитывается по методу непревышений, аналогично рассмотренному ранее расчету элементов конструкции ракеты. Расчет надежности ТЗП также основывается на методе непревышений, но реализуется более сложно, поскольку нарушение работоспособности ТЗП (прогар) связано не только с температурой, но и с прочностью покрытия, его отслоением, растрескиванием и т.д. Приближенно надежность ТЗП определяется на основе решения одномерной теплофизической задачи, исходя из предположения, что

$$P_{\text{тзп}} = P\,(\,T < T_{\text{д}}\,)\,, \tag{9.19}$$

где $T_{\text{д}}$ – допускаемая температура в наиболее опасной зоне. Другие подходы к расчету надежности ТЗП (но также приближенные) можно найти в [49].

Надежность твердотопливного заряда в основном определяют два условия: прочность собственного заряда и прочность скрепления заряда с корпусом. На этапе проектирования ракеты эти условия можно учесть теоретически по методу непревышения. Однако достоверность такого расчета невелика ввиду недостаточной статистики о моделях вязкоупругого поведения твердотопливного заряда. Поэтому проектировочную надежность заряда обычно оценивают по прототипу.

Воспламенитель двигателя представляет собой достаточно сложное электротехническое устройство, включающее в себя ПИМ, ряд реле, фильтры, резисторы, соединительные цепи и т.д. Расчет надежности подобного рода устройств производится на основе формальных математических моделей, смысл и содержание которых излагаются ниже.

Надежность бортового оборудования. Надежность бортового оборудования рассматривается как качество, развернутое во времени. Количественно это качество оценивается для некоторого элемента с помощью формальных математических методов. В общем случае элементом может быть любое устройство, надежность которого определяется независимо от надежности составляющих его частей. Это может быть и одно реле, и целый блок аппаратуры, и весь ЛА.

Пусть в момент $t = 0$ элемент начинает работу, а в момент $t = \tau$ происходит его отказ. Тогда время τ жизни элемента является случайной величиной с законом распределения

$$F\,(t) = P\,(\tau < t)\,, \tag{9.20}$$

где $F(t)$ – функция распределения времени отказа, т.е. вероятность отказа $Q(t)$. Противоположное событие – вероятность безотказной работы, т.е. надежность элемента, очевидно будет

$$P\,(t) = 1 - F\,(t) = P\,(\tau > t)\,. \tag{9.21}$$

Определение $P(t)$ и $Q(t)$ производится на основе обработки информации об отказах и неисправностях технических систем. Во всех отраслях, эксплуатирующих сложные технические системы, существует единая для всех предприятий система сбора, учета и обработки информации об отказах и неисправностях техники. Первичным документом информации для анализа надежности является карточка учета неисправностей установленной формы. Карточки заполняют на основании технической документации, где приводятся первоначальные записи об отказах и неисправностях. Оформленные карточки пересылаются в организации, которые занимаются статистической обработкой и анализом, а также подготовкой рекомендаций по повышению надежности.

Обозначим через $N(t)$ число безотказно работающих в течение времени t однотипных технических устройств, $n(t)$ – число отказавших за это время устройств, а через N_0 – число однотипных технических устройств, поступивших на эксплуатацию:

$$N_0 = N\,(t) + n\,(t)\,. \tag{9.22}$$

Тогда статистическая вероятность безотказной работы

$$P^*\,(t) = N\,(t)\,/\,N_0\,. \tag{9.23}$$

С ростом N_0 эта функция сходится к $P(t)$ и имеют место приближенные равенства

$$P^*(t) \approx P(t) \tag{9.24}$$

и

$$Q^*(t) = n\,(t)\,/\,N_0 \approx Q(t)\,. \tag{9.25}$$

Экспериментальное определение надежности $P(t)$, как правило, требует больших материальных и временных затрат. Поэтому часто безотказность характеризуется не функцией $P(t)$, а такими показателями, как плотность вероятности отказов $f(t)$, интенсивность отказов $\lambda(t)$ и наработка до отказа $t_{\text{ср}}$.

Статистическая плотность вероятности отказов $f^*(t)$ есть отношение количества отказов Δn_i однотипных технических устройств в единицу вре-

мени, взятых для данного отрезка времени Δt_i, к числу технических устройств N_o, поступивших на эксплуатацию, т.е.

$$f_i^* = \Delta n_i / N_o \Delta t_i . \quad (9.26)$$

Если перейти от дискретного спектра плотности вероятности отказов к непрерывному распределению, т.е. принять $\Delta t \to 0$, то

$$f(t) = \frac{1}{N_o} \frac{dn(t)}{dt} . \quad (9.27)$$

Следующая характеристика надежности – интенсивность отказов $\lambda(t)$. Она определяется количеством отказов Δn_i в единицу времени, отнесенным не ко всему количеству технических устройств, первоначально взятых под наблюдение, а к количеству исправно действующих в данный момент технических устройств N_{n_i}, т.е.

$$\lambda_i^* = \frac{\Delta n_i}{N_{n_i} \Delta t_i} . \quad (9.28)$$

При $\Delta t \to 0$ из выражения (9.28) получим

$$\lambda(t) = \frac{1}{N(t)} \frac{dn(t)}{dt} . \quad (9.29)$$

Подставляя сюда выражения (9.23) и (9.19), имеем

$$\lambda(t) = \frac{f(t)}{P(t)} . \quad (9.30)$$

По смыслу интенсивность отказов является условной вероятностью того, что элемент, проработавший безотказно до момента t, откажет в последующую единицу времени. Исходя из этого, в теории надежности характеристику $\lambda(t)$ иногда называют «опасностью отказа».

Приведенные характеристики надежности связаны между собой функциональной зависимостью. Действительно, из уравнений (9.21), (9.25), (9.27) и (9.30) имеем

$$\lambda(t) = -\frac{1}{P(t)} \frac{dP(t)}{dt} . \quad (9.31)$$

Проинтегрировав это уравнение, получим

$$P = \exp\left(-\int_0^t \lambda(t)\,dt\right) . \quad (9.32)$$

Это соотношение иногда называют основной формулой надежности. Оно является основополагающим в математической теории надежности.

С учетом (9.32) плотность вероятности отказа будет

$$f(t) = \lambda(t) \exp\left(-\int_0^t \lambda(t)\,dt\right) . \quad (9.33)$$

Еще одной важнейшей характеристикой надежности является средняя наработка до отказа, представляющая собой математическое ожидание времени безотказной работы. В общем случае

$$t_{ср} = \int_0^\infty P(t)\,dt = \int_0^\infty \exp\left(-\int_0^t \lambda(t)\,dt\right) dt . \quad (9.34)$$

Опыт эксплуатации и результаты исследований показывают, что в течение периода нормальной эксплуатации (т.е. после отработки системы), когда влияние законов распределения весьма незначительно, можно без большой для практики погрешности считать, что интенсивность отказов оборудования не зависит от времени и практически является постоянной величиной:

$$\lambda(t) = \lambda = \text{const} . \quad (9.35)$$

При этом вероятность безотказной работы описывается экспоненциальным законом

$$P(t) = \exp(-\lambda t) . \quad (9.36)$$

Существенно упрощаются и другие показатели надежности:

$$f(t) = \lambda(t)\,P(t) = \lambda \exp(-\lambda t) ; \quad (9.37)$$

$$t_{ср} = \int_0^\infty P(t)\,dt = \int_0^\infty \exp(-\lambda t)\,dt = 1/\lambda . \quad (9.38)$$

Учитывая последнее выражение, зависимость (9.36) можно представить в виде

$$P(t) = \exp(-t/t_{ср}).\qquad(9.39)$$

Если $t << t_{ср}$, то

$$P(t) \approx 1 - t/t_{ср} = 1 - \lambda t;$$
$$Q(t) \approx t/t_{ср} = \lambda t.\qquad(9.40)$$

Ошибка при таком упрощении не превышает 1/2 $(t/t_{ср})$.

Бортовое оборудование ЗУР с точки зрения надежности можно рассматривать или как элемент, или как систему. Все зависит от статистического обеспечения расчетных моделей. Приближенно оценку проектировочной надежности бортового оборудования производят по формуле

$$P_{об} = \exp\left[-(\lambda_э t_э)(1-\rho)\right] P_{об\,п},\qquad(9.41)$$

где $\lambda_э$ – интенсивность отказов бортового оборудования ракеты в режиме эксплуатации (хранения); $t_э$ – длительность пребывания ракеты в режиме хранения; $P_{об\,п}$ – надежность бортового оборудования в режиме полета; ρ – коэффициент, учитывающий глубину контроля при предстартовой подготовке ($\rho \approx 0{,}4 \div 0{,}7$).

Значения $\lambda_э$ и $P_{об\,п}$ на практике рассчитываются по оценкам интенсивностей отказов, полученным для ракеты-аналога. Существуют и теоретические методы расчета интенсивностей отказов, базирующиеся на различных физических моделях старения.

По статистике $\lambda_э \approx (0{,}1 \div 1{,}0)\cdot 10^{-6}$ 1/ч; $P_{об} \approx 0{,}92 \div 0{,}94$; $P_{дв} \approx 0{,}990 \div 0{,}999$; $P_{кон} \approx 0{,}990 \div 0{,}999$. При этом надежность ракеты $P \approx 0{,}89 \div 0{,}92$.

9.1.3. Методы нормирования надежности ЗУР

При проектировании ЗУР эффективность и надежность ракеты являются заданными величинами. Их определение, как показано в гл. 3, составляет едва ли не основное содержание системного проектирования. Однако поскольку надежность ракеты определяется надежностью ее подсистем (структурных единиц), то возникает необходимость рационального распределения заданных требований по надежности ракеты между ее элементами. Причем эта процедура может быть многоуровневой, т.е. относиться не только к ракете, но и к любой структурной единице.

Будем полагать, что структурная надежность определяется зависимостью

$$P_с = \prod_{i=1}^{n} P_i,\qquad(9.42)$$

где P_i – показатель надежности i-го основного элемента; n – количество основных элементов в рассматриваемой системе (ракете, структурной единице).

Каждый основной элемент системы характеризуется некоторым достигнутым (исходным) уровнем надежности $P_{исх\,i}$. При этом, как правило, $P_{исх\,с} < P_{тр\,с}$, где $P_{тр\,с}$ – требуемое по ТЗ значение структурной надежности. Обеспечение соответствия между $P_{исх\,с}$ и $P_{тр\,с}$ достигается в процессе отработки системы во время наземных и летных испытаний. Учитывая высокую стоимость экспериментальной отработки ракеты и ее частей, необходимо стремиться к тому, чтобы суммарные затраты на повышение надежности с уровня $P_{исх\,с}$ до уровня $P_{тр\,с}$ были минимальными, т.е.

$$C(P_{исх\,с}, P_{тр\,с}) \to \min.\qquad(9.43)$$

Затраты (9.43) очевидно можно рассматривать как сумму затрат по всем основным элементам на обеспечение заданного уровня:

$$C(P_{исх\,с}, P_{тр\,с}) = \sum_{i}^{n} C_i(P_{исх\,i}, P_{тр\,i}).\qquad(9.44)$$

При этих условиях задача нормирования надежности для основных элементов сводится к минимизации функции (9.44) при дополнительном ограничении

$$\prod_{i=1}^{n} P_{тр\,i} \geq P_{тр\,с}.\qquad(9.45)$$

Для решения поставленной задачи может быть использован метод неопределенных множителей Лагранжа, применение которого приводит к следующей системе уравнений [6]:

$$\beta_i + \lambda \frac{1}{P_{тр\,i}} \prod_{i}^{n} P_{тр\,i} = 0,\quad i = \overline{1, n},\qquad(9.46)$$

где λ – неопределенный множитель Лагранжа;

$$\beta_i = \frac{\partial C_i(P_{исх\,i}, P_{тр\,i})}{\partial P_{тр\,i}}.$$

Аппроксимируя функцию $C_i(P_{исх\,i}, P_{тр\,i})$ на отрезке $[P_{исх\,i}, P_{тр\,i}]$ прямой линией, получаем

$$P_{\text{тр}\,i} = b_i \sqrt[n]{P_{\text{тр}}}, \qquad (9.47)$$

где b_i – коэффициенты, определяемые по формуле

$$b_i = \frac{1}{\beta_i} \sqrt[n]{\prod_i^n \beta_i}. \qquad (9.48)$$

Коэффициенты β_i линейной аппроксимации $C_i(P_{\text{исх}\,i}, P_{\text{тр}\,i})$ могут быть определены на основе опыта разработки аналогичных элементов существующих систем. Возможно и теоретическое определение этих коэффициентов, если сформирована модель динамики роста надежности при экспериментальной отработке изделия.

9.2. МЕТОДЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ НАДЕЖНОСТИ

Обеспечение заданного уровня надежности ракеты в соответствии с ГОСТ В15.206-84 достигается с помощью целого комплекса мероприятий, выполняемых на всех стадиях жизненного цикла изделия: в период проектирования, изготовления и эксплуатации ракеты.

В процессе разработки ракеты надежность обеспечивается за счет использования методов расчета и конструкторских решений, как ранее уже опробованных на практике, так и новых, прогрессивных, но безусловно обеспечивающих заданный уровень надежности. Повышению надежности на этой стадии способствуют:

– обоснованный выбор диапазона расчетных условий функционирования изделия и соответствующих ему силовых и тепловых нагрузок, а также коэффициентов безопасности;

– введение в конструкцию ракеты элементов высокой надежности, изготовляемых из материалов с улучшенными характеристиками по отработанным технологиям;

– сведение к допустимому минимуму количества элементов в конструкции узлов, агрегатов и систем при безусловном сохранении работоспособности изделия в заданных пределах;

– введение резервирования в системах при невозможности или нецелесообразности дальнейшего повышения надежности их элементов;

– рациональная компоновка блоков системы управления, обеспечивающая минимальные размеры линий коммутации и максимально возможное исключение различного рода электрических разъемов и соединений;

– применение встроенных средств контроля на базе бортовых компьютеров;

– разработка параллельно с проектированием и конструированием технологических и эксплуатационных требований, либо основанных на

уже известных технологических и эксплуатационных процессах, либо требующих перехода на новые, более прогрессивные технологии при безусловном обеспечении заданного уровня надежности;

– создание систем и конструкций, исключающих реакцию ЗРК на нештатное или неквалифицированное вмешательство человека.

В процессе производства ЗУР (как опытного, так и серийного) заданный уровень надежности обеспечивается рядом специфических для данного этапа мероприятий:

– разработкой комплекса технической документации, определяющей требования ко всем элементам конструкции и системам ракеты, строгое исполнение которых обеспечивает заданный уровень надежности;

– системой входного контроля всех поставляемых смежниками материалов, деталей, агрегатов, блоков системы управления и др.;

– многоуровневой пооперационной системой контроля за строгим соблюдением требований технической документации;

– сертификацией производства, целью которой является создание и обеспечение статистически устойчивых технологических процессов, исключающих случайные отклонения от заданного технической документацией уровня производства.

Как показывает практика, наибольшее число отказов происходит, несмотря на вышеперечисленные меры, в связи с допускаемыми отклонениями в процессе производства: отличиями реальных вероятностных характеристик сортамента материалов от тех, которые приняты в расчетах; нарушениями заданного технологического процесса; недостаточным уровнем системы контроля на всех этапах изготовления ракеты и ее комплектующих.

В процессе эксплуатации заданный уровень надежности обеспечивается строгим соблюдением требований нормативной документации: технических инструкций и наставлений по эксплуатации ЗРК и ракеты.

По статистическим данным, приведенным в иностранной печати, больше всего отказов приходится на долю радиоэлектронного оборудования, в том числе: из-за повышенного уровня вибраций происходит до 44 % отказов аппаратуры, из-за повышенной температуры – до 35 %, влажности – до 4 %, из-за ударных нагрузок и падения атмосферного давления на высоте – до 15 %, из-за прочих факторов – до 2 % отказов.

Важнейшим методом повышения надежности является проведение наземных и летных испытаний. В мировой практике ракетостроения широкое распространение получила так называемая *наземная отработка*, целью которой является достижение и обеспечение такого уровня надежности комплектующих изделий, бортовых систем и ракеты в целом, который позволяет перейти к летным испытаниям и обес-

печивает их проведение в минимальном объеме и, соответственно, с минимальными затратами.

Все испытания, несмотря на свой разнородный характер, неразрывно связаны с процессом проектирования и направлены на достижение единой цели – создание ЗУР и ЗРК с заданными параметрами. На каждом предыдущем этапе эта глобальная задача разветвляется на задачи более низкого уровня, последовательно усложняясь при переходе от одного уровня к более высокому. Соответственно усложняются и методы экспериментальной отработки. На начальных этапах проектирования исследуются, как правило, отдельные детали и элементы проектируемой ракеты, проверяется достоверность принятых на этих этапах проектирования и конструирования решений. На последующих этапах экспериментальные исследования связаны с отработкой агрегатов, блоков, отдельных составляющих проектируемой системы и на конечном этапе – с оценкой эффективности и надежности ЗУР и ЗРК в целом.

В самом укрупненном виде испытания ракет и систем, в которые они входят, подразделяются на *наземные* и *летные*. Только комплексные наземные и затем натурные летные испытания позволяют сделать окончательное заключение о соответствии или несоответствии проектируемой ракеты и системы заданным ТТЗ.

С созданием вычислительной техники и ее совершенствованием все большее значение в деле экспериментальной отработки вновь создаваемых ракет и систем получили методы моделирования процессов и явлений, происходящих на борту ракеты и в управляющей ею системе, с помощью ЭВМ.

Важным вопросом, требующим решения уже на начальном этапе проектирования, является разработка плана экспериментальных исследований, представляющего собой составную часть комплексного бизнес-плана разработки проекта ракеты и системы в целом. Практика показывает, что важнейшая задача этого плана состоит в возможно большем сокращении числа летных испытаний в общем объеме экспериментальных работ. Применительно к ракетам одноразового действия это приводит к существенному сокращению расходов на создание ракеты и, кроме того, к значительному повышению эффективности проводимых исследований. Структура плана экспериментальных работ органически связана с самим процессом проектирования и следует за его основными этапами. Кроме того, комплексный план испытаний иерархически делится на частные программы испытаний подсистем, блоков и отдельных элементов. План испытаний должен строиться так, чтобы экспериментальные исследования на различных уровнях не дублировали друг друга. В то же время в плане должны быть предусмотрены резервные позиции, позволяющие проводить дополнительные исследования в случае выявления отказов на предыдущем этапе

испытаний и необходимости установления их причин. Практика показывает, что программа испытаний должна иметь иерархическую структуру с особо тщательной отработкой на низших уровнях иерархии, которые практически не поддаются исследованиям на этапах комплексных испытаний.

9.2.1. Наземные испытания ЗУР

Любая вновь разрабатываемая ракета, независимо от ее назначения и конструктивных особенностей, является потенциальным источником скрытых дефектов, и, следовательно, закладываемая в ее схемно-конструктивных решениях надежность может быть реализована в полной мере в результате выявления и устранения этих дефектов в процессе проектирования и испытаний. Рост надежности ракеты является, прежде всего, следствием выявления в процессе испытаний различного рода скрытых дефектов конструкции, агрегатов, бортового оборудования ракеты и последующего их устранения путем внесения изменений в проектно-конструкторскую документацию и проведения соответствующих доработок.

Другой источник отказов ЗУР и ЗРК связан с рядом внешних факторов, которые носят случайный характер и, как правило, не могут быть учтены при построении математической модели комплекса: нестационарность реальной атмосферы, экстремальные погодные и климатические условия, создание противником ранее не известных видов помех, новых способов противоракетного маневрирования и т.п. Эта группа причин отказов плохо прогнозируется и, соответственно, далеко не в полной мере может быть учтена при проектировании.

Несомненно, что окончательные выводы о соответствии вновь создаваемой ЗУР требованиям ТТЗ можно получить только по результатам летных испытаний, проводимых в условиях, близких к боевым. Однако необходимо при этом учитывать, что летные испытания ракет одноразового действия очень дорогостоящие и, помимо того, в силу ряда ограничений не могут дать исследователю всей необходимой информации о работе систем, агрегатов и отдельных деталей в полете. В связи с этим в практике работы проектных организаций все более широкое распространение получают наземные испытания, которые имеют ряд преимуществ по сравнению с летными:

– в процессе наземных испытаний можно осуществить значительно больший объем измерений, чем в условиях летных испытаний, так как в первом случае нет ограничений по массе измерительной и записывающей аппаратуры, которые неизбежны при летных испытаниях;

– очень важным преимуществом наземных испытаний является возможность прямого наблюдения и участия исследователя в ходе эксперимента;

– в процессе наземных испытаний точность всех измерений значительно выше, чем в процессе летных, в связи с практически полным отсутствием помех и возможностью использования более чувствительной аппаратуры;

– применяемая в процессе наземных испытаний исследовательская аппаратура является многоразовой, что значительно сокращает расходы на проводимые исследования по сравнению с летными испытаниями;

– наземные испытания позволяют проводить эксперименты поэтапно и с меньшими затратами, последовательно анализируя все явления, происходящие на борту ракеты;

– современная исследовательская аппаратура позволяет в наземных условиях моделировать многие процессы и явления, происходящие на борту ракеты в реальном полете;

– очень важна возможность детального обследования ракеты в случае ее разрушения или отказа каких-либо систем и выявления причины происшедшего. Если разрушение или отказ произошли при летных испытаниях, ракета попадает в руки исследователей в сильно поврежденном при ударе о землю виде, что мешает, а иногда и не позволяет определить истинную причину отказа.

Все эти преимущества наземных испытаний приводят в конечном счете к существенному сокращению числа летных испытаний и, соответственно, расходов на их проведение. Так, если в 1960–1970 гг. для полной отработки ЗУР требовалось запустить в процессе летных испытаний 200–250 ракет, то в 90-х гг. – несколько десятков.

Несмотря на отсутствие общепринятой классификации, все виды наземных испытаний ЗУР могут быть подразделены на две большие группы.

К первой группе наземных испытаний (табл. 9.2) можно отнести те из них, которые проводятся со всеми вновь создаваемыми ракетами:

моделирование возможных траекторий полета ракеты;
статические испытания прочности конструкции;
динамические испытания;
теплопрочностные испытания;
испытания на транспортные нагрузки;
климатические испытания;
продувки в аэродинамических трубах;
стендовые испытания двигательных установок;
автономные и комплексные испытания систем управления.

Эта группа испытаний проводится, как правило, в специальных лабораториях, располагающих необходимым для этих стандартных испытаний оборудованием.

Таблица 9.2

Вид испытаний	Цели и задачи испытаний	Критерий оценки
Статические испытания	Определение действительного напряженно-деформированного состояния	Определяемые экспериментально напряжения и деформации не должны превышать предельные значения
Динамические испытания	Экспериментальное определение частот, амплитуд и форм собственных колебаний, работоспособности бортовой аппаратуры в условиях динамического нагружения	Соответствие экспериментальных и теоретических значений, безотказная работа бортовой аппаратуры
Теплопрочностные испытания	Проверка работоспособности конструкции и бортовой аппаратуры в условиях нагрева	Напряжения и деформации конструкции не должны превышать допустимые значения, безотказная работа бортовой аппаратуры
Испытания макета или полноразмерной ракеты в аэродинамических трубах	Определение коэффициентов аэродинамических сил и моментов	Соответствие экспериментальных и теоретических значений
Климатические испытания	Проверка работоспособности конструкции и бортовой аппаратуры в различных климатических условиях (температура, влажность, давление и др.)	Безотказная работа конструкции и бортовой аппаратуры
Испытания на транспортные нагрузки	Проверка работоспособности конструкции и бортовой аппаратуры при воздействии транспортных нагрузок	Безотказная работа конструкции и бортовой аппаратуры
Автономные и комплексные испытания системы управления и ее отдельных блоков	Проверка работоспособности системы управления в условиях, приближенных к условиям полета	Безотказная работа системы управления

К другой группе (табл. 9.3) относятся испытания, специфические для данного типа ЗУР, требующие создания специальных стендов и оборудования, предназначенных для проведения сравнительно узкой группы испытаний, а иногда и вообще для разового применения. Примерами таких испытаний могут быть:

моделирование выхода ракеты из транспортно-пускового контейнера;

отработка узлов расцепки отдельных ступеней многоступенчатой ракеты;

определение оптимального местоположения акселерометров и датчиков угловых скоростей системы стабилизации;

отработка динамики ракеты под действием двигателя поперечного управления и т.п.

К наземным испытаниям конструктор прибегает на всех этапах создания нового типа ЗУР, проверяя тем самым правильность принятых проектных и конструкторских решений. В результате наземных испытаний с учетом выявленных дефектов производится уточнение технической документации, разработанной на данном этапе проектирования. Основным при этом остается принцип, в соответствии с которым информация, необходимая для создания нового типа ЗУР, должна получаться в процессе наземных испытаний. И только после успешного завершения всей программы наземных испытаний может быть решен вопрос о передаче ракеты на летные испытания.

Таблица 9.3

Вид испытаний	Цели и задачи испытаний	Критерий оценки
Разделение ступеней многоступенчатой ракеты	Отработка устройств разделения ступеней в наземных условиях	Безотказное разделение ступеней
Выход ракеты из транспортно-пускового контейнера (ТПК)	Отработка работы катапульты и безаварийного выхода ракеты из ТПК	Безотказная работа ракеты после выхода из ТПК
Испытания по определению динамической жесткости рулевого привода	Определение амплитудно-фазовых и частотных характеристик рулевого привода	Соответствие требованиям конструкторской документации
Испытания на раскрытие складных несущих поверхностей (крыльев, рулей, стабилизаторов)	Проверка работоспособности устройств раскрытия и стопорения несущих поверхностей	Безотказная работа устройств
Испытание системы склонения	Проверка работоспособности всех элементов системы склонения ракеты после выхода из ТПК	Безотказная отработка ракетой целеуказания по развороту в направлении на цель

Окончание таблицы 9.3

Вид испытаний	Цели и задачи испытаний	Критерий оценки
Стыковочные испытания ракеты с ТПК	Проверка удобства закатки (выкатки) ракеты в ТПК, определение выполнения требований по размещению ракеты в ТПК, отработка механической и электрической стыковки ракеты с ТПК	Выполнение требований конструкторской документации

9.2.2. Летные испытания ЗУР

Летные испытания являются завершающим этапом создания ЗУР нового типа. Только успешно проведенные летные испытания позволяют сделать окончательное заключение о соответствии ракеты и системы нового типа заданным в ТТЗ условиям. Вместе с тем летные испытания – это самый сложный и дорогостоящий этап создания ЗРК нового типа.

Летные испытания проводятся на специально оборудованных площадках, полигонах, которые в целях безопасности располагаются вдали от населенных районов, что существенно усложняет условия работы и жизни испытателей. Затраты на создание и эксплуатацию полигонов очень велики. В этих, как правило, пустынных местах необходимо создать и оборудовать стартовые комплексы, технические и другие обслуживающие старт позиции, трассу полетов, жилые городки для испытателей, обеспечив их всеми необходимыми службами для быта и отдыха.

Значительны затраты и на сами летные испытания в связи с постоянным ростом стоимости опытных образцов, предназначенных для одноразового использования. В этих условиях существенно возрастают требования к максимальной отдаче от испытаний каждого опытного образца. Необходимо, чтобы каждая ракета в процессе летных испытаний давала возможно больший объем информации при минимальных затратах. В то же время при определении программы летных испытаний исследователю необходимо учитывать и ряд ограничений по масштабам летных испытаний. Во-первых, номенклатура и объем исследовательской аппаратуры ограничены массой и габаритами, которые могут быть отведены для нее на борту ракеты. Во-вторых, при определении объема исследований в пределах одного пуска приходится, с одной стороны, учитывать необходимость получения максимума информации, а с другой стороны, не превысить тот предельный объем информации, при котором возможно выделить истинную причину отказа в случае неудачного пуска.

С учетом этих основных соображений программа летных испытаний должна строиться на следующих принципах:

– поэтапность проведения испытаний, последовательный переход от сравнительно простых испытаний к более сложным;

– минимальное количество пусков при получении максимально возможного объема информации;

– последовательность в проведении этапов испытаний; очередной запуск делается только при успешном предыдущем испытании, после полной отработки и анализа полученных данных.

В целях сокращения количества летных экспериментов и в то же время получения достоверных данных о характеристиках ЗУР и ЗРК в целом на практике применяется опытно-теоретический метод испытаний. Его идея сводится к созданию математической модели ракеты и контура управления ею, калибровке этой модели в некотором количестве точек по результатам летных испытаний и последующему статистическому моделированию процесса наведения ракеты на цель по всей заданной зоне поражения.

Целью калибровки является проверка степени соответствия процессов, полученных с помощью математической модели, аналогичным процессам, полученным в летных испытаниях. В результате калибровки производится:

– уточнение аэродинамических характеристик ракеты;

– получение ее баллистических характеристик;

– определение ошибок при введении ракеты в зону захвата радиолокатором;

– получение уточненной модели ошибок и других характеристик бортовых систем наведения и наземных радиотехнических средств;

– определение общего суммарного промаха и его составляющих;

– получение исходных данных для оценки эффективности системы в целом.

В качестве показателей калибровки, в частности, могут использоваться разности параметров

$$\Delta(t) = P_{ф}(t) - P_{р}(t), \qquad (9.49)$$

фактически замеренных в процессе летных испытаний $P_{ф}(t)$ и рассчитанных с помощью математической модели $P_{р}(t)$. Калибровка модели по этим параметрам, называемая детерминированной калибровкой модели, осуществляется путем рассмотрения разностей характеристик, полученных с помощью математической модели, с параметрами, измеренными в процессе летного эксперимента, последующего уточнения модели и

доведения этих разностей до наперед заданной величины так, чтобы выполнялось условие

$$\Delta(t) \le \Delta_{зад}. \qquad (9.50)$$

Величина $\Delta_{зад}$ является критерием детерминированной калибровки; задается она, как правило, в относительном виде, в процентах от абсолютной величины параметра. Возможны и другие принципы отработки принятой математической модели.

Для получения необходимой информации о работе систем ЗУР в полете на борту ракеты устанавливается специальная телеметрическая аппаратура (рис. 9.3), состоящая в общем случае из следующих элементов:

– датчиков, измеряющих необходимые параметры работы систем ракеты в полете;

– согласующего устройства, приводящего сигналы различных датчиков к единому виду и масштабу, пригодному для передачи по радиоканалу;

– коммутатора механического или электронного типа, подключающего поочередно сигналы датчиков к передающему каналу;

– передатчика;

– передающей антенны (антенн).

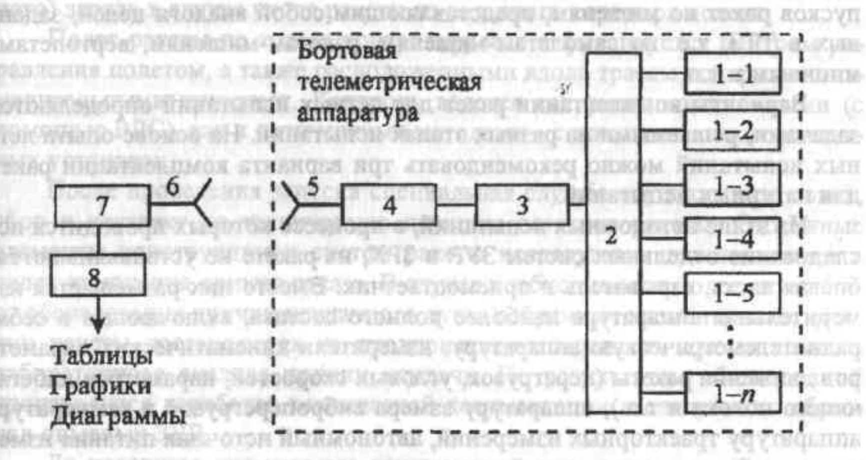


Рис. 9.3. Схема телеметрической системы:

(*1–1*)–(*1–n*) – датчики; *2* – коммутирующее устройство; *3* – согласующее устройство; *4* – передатчик; *5* – передающая антенна; *6* – приемная антенна; 7 – приемник; *8* – электронно-вычислительное устройство

Чаще всего все составляющие, кроме датчиков и антенн, оформляются в виде единого блока – телеметрической станции. Число каналов измерений у разных типов станций различно: от 24 до нескольких сотен, чем в основном определяется масса телеметрической станции. Информация от телеметрической станции через передающую антенну (антенны) транслируется на наземный командный пункт, обрабатывается на ЭВМ и представляется испытателям в виде таблиц, графиков, диаграмм и т.п.

Количество ракет определяется объемом решаемых на данном этапе испытаний задач, числом зачетных пусков и надежностью элементов комплекса, в том числе и ракеты, а также вспомогательных средств, участвующих в испытаниях. Кроме того, потребное число ракет для летных испытаний зависит и от количества точек зоны поражения, в которые осуществляется наведение ракет в процессе летных испытаний. Чаще всего в качестве таких характерных точек и соответствующих им траекторий принимаются: перехват на максимальной высоте, полет на максимальную дальность, а также полет на минимальную высоту (по теплонагруженной траектории).

Для оценки точности наведения пуски ЗУР производятся как по условным (имитированным), так и по реальным целям (мишеням). Окончательная оценка эффективности комплекса производится по результатам пусков ракет по мишеням, представляющим собой аналоги целей, заданных в ТТЗ, т.е. по самолетам-мишеням, ракетам-мишеням, вертолетам-мишеням и т.п.

Варианты комплектации ракет для летных испытаний определяются задачами, решаемыми на разных этапах испытаний. На основе опыта летных испытаний можно рекомендовать три варианта комплектации ракет для натурных испытаний.

На этапе автономных испытаний, в процессе которых проводится исследование отдельных систем ЗУР и ЗРК, на ракете не устанавливаются: боевая часть, взрыватель и приемоответчик. Вместо них размещается измерительная аппаратура наиболее полного состава, включающая в себя: радиотелеметрическую аппаратуру, измерители кинематических параметров движения ракеты (перегрузок, угловых скоростей, параметров набегающего потока и т.п.), аппаратуру замера виброперегрузок и температур, аппаратуру траекторных измерений, автономный источник питания измерительной и телеметрической аппаратуры и др.

На этапе предварительных комплексных испытаний на ракете из штатного оборудования не установлена лишь боевая часть. В свободном объеме размещается радиотелеметрическая аппаратура для замера основных параметров, характеризующих работу бортовых систем, аппаратура траекторных измерений, автономный источник питания измерительной аппаратуры.

На этапе заключительных комплексных испытаний используются ракеты в полной штатной комплектации с небольшим объемом телеметрической аппаратуры, передающей на наземный пункт управления испытаниями основные параметры движения ракеты.

Важной проблемой при летных испытаниях являются вопросы безопасности. В целях максимального исключения возможности гибели людей при испытаниях принимается комплекс мер предосторожности. Как уже отмечалось, места испытаний (полигоны) располагаются вдали от населенных пунктов. Все монтажные и сборочные работы, связанные с установкой взрывоопасных агрегатов, производятся на специально оборудованных для этих целей площадках, удаленных на безопасное расстояние от всех остальных служб полигона. В электрических схемах ракеты предусматривается ряд ступеней предохранения, не допускающих самопроизвольного запуска двигательной установки или подрыва боевого снаряжения. Непосредственно перед пуском и во время запуска вся стартовая команда находится в специальных укрытиях, рассчитанных на полную безопасность даже при взрыве ракеты непосредственно на пусковой установке. В целях недопущения падения ракеты или ее остатков в населенные районы на борту опытных ракет устанавливаются специальные устройства – самоликвидаторы, которые инициируют подрыв боевого (или специального) заряда в случае ухода ракеты из заданного коридора полета.

Полет ракеты по трассе контролируется и фиксируется центром управления полетом, а также расположенными вдоль трассы контрольно-измерительными пунктами. Контроль ведется как радиолокационными (с помощью РЛС), так и оптическими методами – с помощью кинотеодолитных установок.

После проведения запуска специальная служба осуществляет поиск, сбор и доставку на техническую позицию остатков ракеты. Собранные элементы конструкции и систем ракеты исследуются специалистами в целях выяснения причин отказа. В случае необходимости более детального обследования причин неудачного пуска собранные элементы конструкции ракеты доставляются на предприятие-изготовитель для детального лабораторного анализа причин неудачи. По результатам обследований производится доработка технической документации и следующих образцов опытных ЗУР.

До недавнего времени все летные испытания осуществлялись в три этапа:

– заводские, проводимые предприятием-разработчиком в целях уточнения достоверности принятых проектных и конструкторских решений;

– совместные, с участием заказчика;

– государственные испытания, в процессе которых государственная комиссия по результатам проведенных запусков в условиях, максимально

приближенных к боевым, определяла соответствие или несоответствие вновь созданной системы требованиям ТТЗ. В случае успешного проведения государственных испытаний принималось решение о постановке данного типа ЗРК на вооружение и запуске его в серийное производство.

Изменение общеэкономической и внешнеполитической ситуации в стране и связанное с нею значительное сокращение ассигнований на разработку новых видов вооружения, изменение системы принятия решений о порядке оснащения армии новыми видами техники привели к необходимости совмещения двух или даже трех этапов испытаний в единый цикл, при значительном сокращении числа запускаемых в процессе летных испытаний ракет.

9.3. СТАТИСТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ РОСТА НАДЕЖНОСТИ ПРИ ИСПЫТАНИЯХ

Даже краткое описание экспериментальных методов, приведенное в предыдущем разделе, убеждает в том, что обеспечение надежности – задача исключительно сложная. Причем для всестороннего описания надежности ракеты информации всегда недостаточно. Достоверная (экспериментальная) информация – очень дорогое проектное обеспечение. Поэтому задачей конструкторов и исследователей является разработка методов, позволяющих извлекать возможно больше сведений из ограниченного объема экспериментальных данных.

Такие методы строятся преимущественно на основе статистического моделирования. Используя имеющиеся экспериментальные данные по близким процессам и анализируя физическую сущность исследуемых процессов функционирования ракеты и ее систем, можно установить определенную взаимосвязь между отдельными подпроцессами в виде условных реализаций одного из них, наступающих при условии, что реализации других подпроцессов имели место.

Среди статистических подходов важное место занимает моделирование законов изменения надежности на основе ограниченных данных об испытаниях ракеты (или ее систем). Модель роста надежности может относиться в равной степени как к летным испытаниям, так и наземной отработке.

Известно, что в процессе отработки ракеты ее надежность возрастает. Причем испытания показывают, что при многократных доработках по истечении некоторого времени надежность стабилизируется и стремится к некоторому предельному значению (не обязательно к единице). Если достигнутое предельное значение является недостаточным, тогда следует доработать проект или даже изменить принцип проектирования. Обычно оказывается, что при осуществлении нового проекта его надежность вначале ниже надежности предыдущего. Затем этот разрыв быстро преодолевается и в конце концов устанавливается определенное, более высокое значение надежности. Это значение зависит как от возможностей, заложенных в проекте, так и от нашего умения исследовать надежность. Таким образом, первостепенную важность с точки зрения стоимости и времени имеет определение предельных значений надежности и соответствующих точек «прекращения роста».

Модель роста надежности может быть построена несколькими методами. Наиболее распространены методы максимального правдоподобия и наименьших квадратов. Рассмотрим эти методы.

Модель роста надежности, построенная на основе метода максимального правдоподобия. Прежде всего, поясним сущность метода максимального правдоподобия. Предположим, что имеется выборка $x_1,..., x_n$ независимых результатов испытаний для случайной величины X с функцией распределения $F(x, \theta)$, где θ – постоянный параметр распределения. Метод максимального правдоподобия состоит в том, что в качестве оценки неизвестного параметра θ выбирается такое значение $\hat{\theta}(x_1,..., x_n)$, при котором аппроксимирующее аналитическое описание результатов испытаний наилучшим образом согласуется с данными испытаний.

Для решения этой задачи вводится *функция правдоподобия* выборки в виде

$$l(x_1,..., x_n, \theta) = \prod_{i=1}^{n}\left[P_i(\theta)\right], \tag{9.51}$$

где $P_i(\theta)$ – вероятность наблюдения значения x_i, вычисленная в соответствии с функцией распределения $F(x, \theta)$. Однако, поскольку $x_1,..., x_n$ рассматриваются как уже полученные результаты испытаний, l очевидно будет функцией неизвестного параметра θ, который мы хотим оценить. Искомая оценка определяется путем максимизации функции (9.51), что соответствует максимальной вероятности получения (уже данного) результата опыта.

В ряде случаев оказывается более удобно ввести в рассмотрение логарифмическую функцию правдоподобия

$$L(\theta) = \ln[l(\theta)]. \tag{9.52}$$

Этот переход возможен потому, что $l(\theta) > 0$ и максимумы функций $l(\theta)$ и $L(\theta)$ совпадают. Процедура поиска максимума функции правдоподобия сводится к решению уравнения

$$\frac{dL}{d\theta} = 0. \tag{9.53}$$

Если имеется k неизвестных параметров θ_j, их оценки получают из решения системы уравнений

$$\frac{dL}{d\theta_j} = 0\,, \quad j = \overline{1, k}. \qquad (9.54)$$

Рассмотрим построение функции правдоподобия для наиболее простого случая получения исходных данных. Этот случай интересен тем, что часто имеет место в виде подэтапа при сложных испытаниях.

Допустим, что проведены независимые испытания n образцов некоторого изделия в течение времени t. При этом время появления отказов не фиксировалось. Тогда величины x_i представляют собой нуль или единицу в зависимости от того, отказало изделие при испытаниях или нет. Определим вероятность безотказной работы $P(t)$ с помощью функции правдоподобия.

Очевидно, что вероятность наблюдения величины $x_i = 1$ в течение времени t равна вероятности безотказной работы изделия $P(t)$. Вероятность наблюдения величины $x_i = 0$ равна, соответственно, $1 - P(t)$. Вероятность совместного появления результатов испытаний, т.е. $\prod_i \left[P_i(x_i, \theta)\right]$, подчиняется биномиальному закону и равна

$$l\,[P(t)] = C_n^{n-S} P^S(t)\,[1 - P(t)]^{n-S}, \qquad (9.55)$$

где n – общее число независимых испытаний; S – число успешных испытаний (без отказов).

Логарифмическая функция правдоподобия

$$L\,[\theta = P(t)] = \ln C_n^{n-S} + S \ln P(t) + (n - S) \ln[1 - P(t)]\,. \qquad (9.56)$$

В соответствии с выражением (9.53) получаем уравнение

$$\frac{dL}{dP(t)} = \frac{S}{P(t)} - \frac{n - S}{1 - P(t)} = 0\,,$$

откуда, как и следовало ожидать, имеем

$$\hat{\theta} = P(t) = S/n\,. \qquad (9.57)$$

Как следует из определения функции правдоподобия (9.51) и рассмотренного примера, для построения функции $l(x_i, \theta)$ необходимо знать аналитическую форму закона распределения (с точностью до постоянного параметра). Эта форма выбирается на основе обобщения данных испыта-

ний по аналогичным изделиям или вычисляется теоретически по величине $P_i(x_i)$, соответствующей принятой схеме испытаний.

Ниже излагается одна из распространенных моделей роста надежности при испытаниях, которая основывается на следующих предположениях. Программа испытаний состоит из N этапов. На каждом этапе производится определенное число испытаний изделий. При этом в каждом случае фиксируется только факт отказа или безотказной работы. Все испытания одного этапа производятся с изделиями одной и той же надежности. Результаты этапа используются для доработки изделий, поступающих на следующий этап испытаний.

Многочисленные испытания сложных систем (не только ракет) показывают, что наиболее простая модель роста надежности может быть представлена в виде

$$P_k = P_\infty - \frac{\alpha}{k}\,, \qquad (9.58)$$

где P_k – истинная надежность изделий во время k-го этапа испытаний; P_∞ – установившееся значение надежности, достижимое при $k \to \infty$; α – коэффициент роста надежности ($\alpha > 0$). Более общая модель имеет вид

$$P_k = P_\infty - \alpha f(k)\,, \qquad (9.58')$$

где $f(k)$ – положительная, монотонно убывающая функция k. Помимо $f(k) = 1/k$ применяют $f(k)$ в виде $1/\sqrt{k}$, $1/\sqrt{k^2}$, $1/\sqrt{k^3}$.

Неизвестные параметры P_∞ и α определим на основе метода максимального правдоподобия. Для k-го этапа принятой схемы испытаний функция правдоподобия определяется выражением (9.55). Полагая, что результаты всех этапов статистически независимы, получаем

$$l = \prod_{k=1}^{N} l_k = \prod_{k=1}^{N} C_{n_k}^{n_k - S_k} P_k^{S_k} \left(1 - P_k\right)^{n_k - S_k}, \qquad (9.59)$$

где n_k – общее число испытаний во время k-го этапа; S_k – число безотказных испытаний во время k-го этапа.

С учетом (9.58) логарифмическая функция правдоподобия будет иметь вид

$$L=\ln\prod_{k=1}^{N} l_k=\sum_k \ln C_{n_k}^{n_k-S_k}+\sum_k S_k \ln\left(P_\infty-\frac{\alpha}{k}\right)+$$
$$+\sum_k (n_k-S_k)\ln\left(1-P_\infty+\frac{\alpha}{k}\right). \qquad (9.60)$$

Искомые параметры P_∞ и α определяются из уравнений правдоподобия

$$\frac{\partial L}{\partial P_\infty}=0;\quad \frac{\partial L}{\partial \alpha}=0, \qquad (9.61)$$

которые после подстановки функции (9.60) примут вид

$$\sum \frac{\dfrac{S_k}{n_k}-\left(P_\infty-\dfrac{\alpha}{k}\right)}{\dfrac{1}{n_k}\left(P_\infty-\dfrac{\alpha}{k}\right)\left(1-P_\infty+\dfrac{\alpha}{k}\right)}=0; \qquad (9.62)$$

$$-\sum \frac{\dfrac{1}{k}\dfrac{S_k}{n_k}-\left(P_\infty-\dfrac{\alpha}{k}\right)\dfrac{1}{k}}{\dfrac{1}{n_k}\left(P_\infty-\dfrac{\alpha}{k}\right)\left(1-P_\infty+\dfrac{\alpha}{k}\right)}=0. \qquad (9.63)$$

В общем случае решение этих уравнений достигается методом проб и ошибок. Для получения приближенных (начальных) значений P_∞ и α введем следующие допущения:

$$1-P_\infty \ll \frac{\alpha}{k} \ll 1;$$

$$n_k \approx n_{ср}=\left(1/N\right)\sum n_k.$$

При этих допущениях

$$P_\infty-\frac{\alpha}{k}\approx P_\infty;\quad 1-P_\infty+\frac{\alpha}{k}\approx\frac{\alpha}{k}$$

и решение (9.62), (9.63), как показано в [22], дает

$$\hat{\alpha}=\frac{\dfrac{1}{n_{ср}}\left(\sum kS_k-\dfrac{N+1}{2}\sum S_k\right)}{\dfrac{N+1}{2}\sum\dfrac{1}{k}-N}; \qquad (9.64)$$

$$\hat{P}_\infty=\frac{\dfrac{1}{n_{ср}}\left(\dfrac{1}{N}\sum\dfrac{1}{k}\sum kS_k-\sum S_k\right)}{\dfrac{N+1}{2}\sum\dfrac{1}{k}-N} \qquad (9.65)$$

Более точные оценки α и P_∞ получают путем итерационного решения уравнений (9.62), (9.63), представив их с использованием приближенных (начальных) значений $\hat{\alpha}$ и $\hat{P}_\infty$, в следующем виде:

$$\sum\frac{kS_k}{D_k n_k}=P_\infty\sum\frac{k}{D_k}-\alpha\sum\frac{1}{D_k}; \qquad (9.66)$$

$$\sum\frac{S_k}{D_k n_k}=P_\infty\sum\frac{1}{D_k}-\alpha\sum\frac{1}{kD_k}, \qquad (9.67)$$

где

$$D_k=\frac{k}{n_k}\left(\hat{P}_\infty-\frac{\hat{\alpha}}{k}\right)\left(1-\hat{P}_\infty+\frac{\hat{\alpha}}{k}\right).$$

Расчеты показывают, что итерационный процесс быстро сходится и третье приближение оказывается вполне удовлетворительным.

Модель роста надежности, построенная на основе метода наименьших квадратов. При использовании метода наименьших квадратов в качестве характерной величины, формирующей условную (минимизируемую) функцию, из очевидных физических соображений может быть принята разность между наблюденной частотой успешных испытаний S_k/n_k и ее математическим ожиданием $M\left(\frac{S_k}{n_k}\right)=P_\infty-\frac{\alpha}{k}$. Сумма квадратов указанных разностей

$$Q=\sum_{k=1}^{N}\left(\frac{S_k}{n_k}-P_\infty+\frac{\alpha}{k}\right)^2. \qquad (9.68)$$

Искомые параметры α и P_∞, минимизирующие условную функцию (9.68), определяются соотношениями

$$\frac{\partial Q}{\partial P_\infty} = -2\sum\left(\frac{S_k}{n_k} - P_\infty + \frac{\alpha}{k}\right) = 0\,; \tag{9.69}$$

$$\frac{\partial Q}{\partial \alpha} = 2\sum\left(\frac{S_k}{n_k} - P_\infty + \frac{\alpha}{k}\right)\frac{1}{k} = 0\,. \tag{9.70}$$

Отсюда получаем [22]

$$\hat{P}_\infty = \frac{\sum\frac{1}{k^2}\sum\frac{S_k}{n_k} - \sum\frac{1}{k}\sum\frac{S_k}{kn_k}}{N\sum\frac{1}{k^2} - \left(\sum\frac{1}{k}\right)^2}\,; \tag{9.71}$$

$$\hat{\alpha} = \frac{\sum\frac{1}{k}\sum\frac{S_k}{n_k} - N\sum\frac{S_k}{kn_k}}{N\sum\frac{1}{k^2} - \left(\sum\frac{1}{k}\right)^2}\,. \tag{9.72}$$

На практике метод наименьших квадратов чаще всего используют для получения оценок, которые рассматриваются в качестве начального приближения в методе максимального правдоподобия. В тех случаях, когда уравнения максимального правдоподобия решаются проще, чем уравнения наименьших квадратов, следует пользоваться методом максимального правдоподобия, поскольку он позволяет минимизировать дисперсию оценок.

Влияние методики испытаний на модель роста надежности. Представленные выше модели роста надежности строились в предположении, что испытания одного этапа проводятся с изделиями одной и той же надежности. Изделия дорабатываются по результатам этапных испытаний; соответственно лишь по этапам изменяется надежность. Подобная организация испытаний характерна для наземной отработки отдельных частей ракеты. При этом в качестве меры надежности на каждом этапе принимается отношение числа успехов к общему числу испытаний, что соответствует биномиальной модели возникновения отказов (см. (9.55)).

На практике во время летных испытаний и эксплуатации четко организованных этапов испытаний чаще всего не бывает. Доработки изделия проводятся по мере необходимости. Для этого общего случая биномиальная модель возникновения отказов в принципе сохраняется, но значительно усложняется. Существенно усложняется и модель роста надежности, которая строится на основе функциональной связи надежности в последующем испытании с надежностью в предыдущем испытании.

Еще одной распространенной схемой испытаний является отработка ресурсных характеристик с измерениями наработки до отказов. В этом случае подходящей моделью роста надежности может служить зависимость

$$P_k = e^{-\alpha_k T}, \tag{9.73}$$

где α_k – некоторая заданная убывающая функция k с одним или несколькими неизвестными параметрами; T – требуемое время безотказной работы.

Для получения оценок неизвестных параметров, а через них и оценок для P_k обычно применяют метод максимального правдоподобия так, как это показано выше.

ГЛАВА 10

ТАКТИКО-ТЕХНИКО-ЭКОНОМИЧЕСКИЙ АНАЛИЗ ВАРИАНТОВ ОБЛИКА ПЕРСПЕКТИВНОЙ ЗУР

10.1. ОСНОВНЫЕ ПОЛОЖЕНИЯ МЕТОДОЛОГИИ ТЕХНИКО-ЭКОНОМИЧЕСКОГО АНАЛИЗА ЗУР

Суть задачи. Создание новой ракетной техники базируется на теории проектирования, объединяющей цикл прикладных, системотехнических и экономических дисциплин. Эта теория имеет обширный инструментарий, включающий в себя развитой математический аппарат и современные вычислительные системы. И все же, какие бы успехи ни делала теория проектирования с помощью этих новейших современных методов, опирающихся на формализованное описание ситуаций, по-прежнему еще остаются необходимыми, а подчас играют решающую роль традиционные приемы анализа, использующие опыт и интуицию, способность человека к ассоциациям и многое другое, что лежит вне математики и пока еще не присуще искусственному интеллекту.

Создание новых летательных аппаратов – это прежде всего акт творческий, и он не может быть до конца формализован. Иногда говорят, что этот акт творчества в значительной степени может быть заменен специально организованной системой обработки статистического материала.

Статистическая обработка параметров существующих (или возможных) конструкций, конечно, очень важна, и ее ни в коем случае не следует недооценивать. Но ее недостаточно в принципе. Использование только одного статистического материала позволяет создать изделие, обязательно имеющее аналоги в отдельных технических решениях, т.е. подобное (или близкое) уже существующим. Оригинальные конструкции, отражающие качественно новые технические решения, конструкции завтрашнего дня всегда требуют нетрафаретного мышления, смелости и таланта; их нельзя получить на основе статистики.

Неформальный аспект в значительной мере определяет процедуру проектирования, при которой неизбежно *наличие целого ряда вариантов* решения одной и той же задачи. Варианты проектируемой ракеты (или какой-либо ее части) – это область возможных решений, в которой надо найти наивыгоднейшее. Чем больше вариантов содержит эта область, тем выше вероятность обоснованного решения.

Особо подчеркнем, что формирование облика ракеты и определение ее параметров и характеристик – это центральная, но не всеобъемлющая процедура проектирования ЗУР, хотя именно здесь реализуются последние научно-технические достижения и опыт конструкторов. Далее еще следует этап технико-экономического сравнения вариантов и выбор наилучшего из них.

Общая методология технико-экономического обоснования базируется на принципах комплексных тактико-технико-экономических исследований с использованием системного анализа. Согласно методологии системного анализа, всякая система является подсистемой более высокого уровня, поэтому обоснование облика перспективной ЗУР осуществляется во взаимосвязи с исследованиями направлений повышения эффективности зенитных ракетных войск (ЗРВ) и ВВС в целом.

Реализация данной методологии применительно к обоснованию облика ЗУР предполагает оценку системы показателей эффективности и стоимости на всех иерархических уровнях (начиная от ЗУР и кончая группировками ЗРВ) для всех возможных вариантов ЗУР. При этом на каждом уровне иерархии решается задача выбора вариантов, имеющих наилучшее соотношение «эффективность-стоимость», что позволяет получить рациональное решение и сформировать предложения лицу, принимающему решение (ЛПР), по выбору наиболее предпочтительного с тактико-технико-экономической точки зрения варианта ЗУР.

Основное содержание настоящего учебника посвящено решению проектных задач на уровне ракеты. В связи с этим задачи тактико-технико-экономического анализа в учебнике изложены лишь в объеме, необходимом для принятия решения по облику ЗУР, и практически не касаются верхних иерархических уровней. Приведем краткую характеристику основных этапов сравнительного анализа ЗУР.

Этап оценки вариантов облика ЗУР по критериям «стоимость-эффективность». Сравнение вариантов облика ЗУР на этом этапе строится на основе частных математических моделей и поэтому является предварительной стадией. Потребность в таком анализе обусловлена тем, что на начальном этапе, исходя из возможностей научно-технической и технологической баз, может быть сформировано значительное число альтернативных вариантов облика перспективной ЗУР (десятки и даже сотни). Получение оценок системы показателей эффективности и стоимости для всего

множества вариантов ЗУР с учетом множества вариантов применения СВН противника с использованием комплекса математических моделей, даже на современной вычислительной технике, является весьма проблематичной и практически неразрешимой в приемлемые сроки задачей. Поэтому после формирования множества вариантов облика перспективной ЗУР и разработки частных математических моделей проводится оценка системы частных показателей эффективности и стоимости. Результаты анализа полученных оценок в соответствии с выбранными показателями и критериями предпочтения позволяют отселектировать заведомо нерациональные варианты и тем самым сузить исходное множество вариантов уже на начальных этапах исследования, что существенно снижает трудоемкость дальнейших исследований с применением комплексных математических моделей.

Помимо снижения размерности задачи, результаты моделирования на частных моделях являются исходными обобщенными данными при разработке отдельных блоков комплексных моделей оценки эффективности (с помощью частных моделей строятся статистические эквиваленты отдельных процессов, задаются аппроксимирующие функции технических параметров, определяются законы распределения случайных величин, формируются табличные значения характеристик состояния элементов и подсистем образцов и др.). Польза от применения обобщенных данных очевидна: в комплексной математической модели эффективности невозможно описать все системы, подсистемы и элементы образцов со степенью подробности частных моделей в силу ограничений, связанных с ресурсами вычислительной техники и приемлемыми временными рамками проведения исследований.

Этап комплексной оценки тактических свойств и эффективности ЗУР. Соответствующие модели строятся с учетом ведения двухсторонних боевых действий, когда учитываются все основные моменты вооруженного противоборства в ходе противовоздушной обороны (воздушного боя, воздушного нападения), способные определить его исход или существенно повлиять на него. Такие модели позволяют учесть множество взаимосвязей различных событий, из которых состоит процесс вооруженного противоборства, оперативно вносить изменения в исходные данные и в структуры группировки, наблюдать динамику боя и оценивать его результаты.

Взаимодействие сторон описывают методом *имитационного моделирования*. Под имитацией понимают численный метод проведения на цифровых вычислительных машинах экспериментов с математическими моделями, описывающими поведение сложных систем в течение продолжительных периодов времени. Имитационная модель – это компьютерный аналог сложного реального явления. Она позволяет заменить эксперимент

с реальным процессом экспериментом с математической моделью этого процесса в ЭВМ. Имитационное моделирование – это реальный шаг к интеллектуализации проектирования. По существу, искусственный интеллект и имитационные системы – это синонимы, поскольку то и другое объединяет жизненный опыт (интеллект) человека с формализацией на базе компьютерной техники.

Этап сравнения альтернативных вариантов и формирования предложений по выбору рационального варианта ЗУР. Задача данного этапа состоит в отыскании рационального с тактико-технико-экономической точки зрения варианта ЗУР из некоторого множества альтернативных разработок. На заключительной стадии проектирования, когда обоснована единственная альтернатива, задача сравнения также имеет место, но она решается в форме экспертизы проектного решения и сравнения с вариантами-аналогами.

По существу задача сравнения заключается в том, чтобы, исходя из условия многокритериальности, выявить и в максимальной степени формализовать систему предпочтений. Существует много методов решения такого рода задач [60]. Однако их общим недостатком является то, что, используя формальные методы, удается обеспечить лишь приближение к тем принципам оптимальности, которыми оперирует лицо, принимающее решение, – заказчик при оценке перспективной ЗУР. Представление ЛПР об оптимальности намного шире по содержанию, чем те, которые отражаются в техническом задании на разработку; кроме того, не все требования ТЗ можно формализовать.

В ответ на потребности практики как альтернатива установившейся традиции возникла и получила права гражданства новая методология системного анализа. Ее смысл – *объединение математических и неформальных методов анализа*, строгих формализованных методов с экспериментом, эвристическими приемами, суждениями экспертов.

Первое направление реализации новой методологии – это дальнейшее развитие имитационных систем, их интеллектуализация. В перспективе имитационные системы будут способны воспринимать множество формальных и эвристических профессиональных знаний, а затем на основе накопленных знаний с использованием принципов искусственного интеллекта анализировать сложные системы, получать выводы и принимать решения, которые под силу только специалисту высокого класса.

Второе направление – использование экспертов, т.е. узких специалистов по рассматриваемой проблеме. Роль эксперта состоит, прежде всего, в раскрытии проблемы, выявлении причинно-следственных связей, системном осмыслении решаемой задачи, ее декомпозиции. Вовсе не обязательно ставить перед экспертом задачу глобальной оценки системы и принятия решения. Эти функции отрабатываются на последующих стади-

ях с участием аналитиков. Экспертиза должна быть организована так, чтобы поставленные вопросы не оказались вне компетенции эксперта.

Качество любой экспертизы зависит от того, насколько удачно объединены при исследовании проблемы формальные и неформальные процедуры. Такое объединение требует четкой структуризации проблемы, что достигается с помощью неформальных приемов. Проблема должна быть как бы препарирована, разбита на последовательность относительно простых задач, имеющих конкретные, однозначно понимаемые цели. Эксперт может компетентно оценить реализуемость или качество целевой задачи лишь при условии ясных локальных целей и понятной ему общей структуры задачи.

Экспертиза как способ получения информации всегда использовалась в процессе выработки и принятия решений. Однако в научный метод анализа сложных неформализуемых проблем экспертиза превратилась сравнительно недавно: в последние два-три десятилетия. Сущность экспертизы как научного метода заключается в рациональной организации проведения экспертами анализа проблемы с количественной оценкой суждений и обработкой их результатов. Обобщенное мнение группы экспертов имеет целью подтвердить целесообразность (или нецелесообразность) создания нового образца техники, оценить его технический уровень, определить функциональную «нишу» и экономическую эффективность с учетом требований и возможностей системы более высокого иерархического уровня.

В последующих разделах обозначенные этапы системного анализа представлены в виде математических моделей и практических методов расчета.

10.2. ЧАСТНЫЕ ОЦЕНКИ ВАРИАНТОВ ЗУР

Основа анализа – функционально-стоимостная концепция. Системный анализ проектных решений – одна из очень сложных многофакторных областей человеческой деятельности. Важно, чтобы такой анализ, с одной стороны, способствовал совершенствованию общественного производства в интересах наиболее полного удовлетворения потребностей обороны страны, а с другой – позволял принимать решения по конкретным задачам. Столь широкий спектр требований к анализу влечет за собой многообразие подходов. Но в этом многообразии постепенно вырисовывается главный контур анализа. Покажем это в историческом плане на примере США.

В 60-е гг., после запуска первого советского спутника, наука и образование в США были подвергнуты суровой критике. Вопрос был поставлен так: пересмотреть существующую систему управления, использовать опыт планового хозяйствования СССР и в короткий срок ликвидировать

наметившееся отставание США в области космических исследований и строительства вооруженных сил. К решению этой проблемы были привлечены крупнейшие ученые страны. Они разработали и предложили внедрить в систему управления строительством вооруженных сил программные методы планирования и финансирования разработок и вооружения. Рекомендации ученых были приняты правительством США.

В министерстве обороны был проведен широкий комплекс организационно-методических мероприятий, в результате которых была создана система программного планирования строительства вооруженных сил, получившая известность как система «планирование – программирование – бюджетирование (финансирование)». В дальнейшем эта система использовалась при разработке не только военной, но и сложной гражданской техники.

Через несколько лет, несмотря на некоторые преимущества планового управления, было выявлено множество его недостатков, в числе которых – слабость научно-технической базы новых разработок, многочисленные доработки опытных образцов, превышение плановых затрат и даже аннулирование заказов, на разработку которых были затрачены значительные средства.

Сказалось стремление руководителей министерства обороны США форсировать опытно-конструкторские разработки и увеличивать объем их финансирования за счет сокращения затрат на начальных этапах разработок. Кроме того, несмотря на имеющиеся существенные научно-технические достижения, их не всегда использовали достаточно эффективно, зачастую создавая системы с низкой надежностью, выпуская некачественные запасные части, что приводило к нерасчетному увеличению стоимости обслуживания военной техники.

Перечисленные и другие недостатки системы «планирование – программирование – финансирование» привели в 1976 г. к смене технической политики в управлении разработками. На первое место было поставлено стимулирование внедрения технических нововведений, в результате использования которых в промышленности могли бы быть созданы более эффективные или менее дорогостоящие системы, чем те, которым первоначально было отдано предпочтение руководителями государственных программ. На каждом этапе разработок поощрялось проведение поисковых исследований с целью повышения эффективности изделий за счет внедрения самых последних результатов научно-технического прогресса.

В соответствии с новым подходом, реализуемым в США с небольшими уточнениями и в настоящее время, особое внимание уделяется организации проектной стадии. Для этапа предварительных изысканий введена специальная экспертиза, имеющая целью оценку новизны предлагаемых решений. Продолжение проектных работ ставится в прямую зависимость

от экспертной оценки предварительных изысканий. При выполнении крупных проектов существенная часть ассигнований выделяется целенаправленно на упреждающее создание научно-технической базы как гарантии успешного развития системы нового вооружения.

Начиная с 70-х гг., функционально-стоимостный подход становится общепризнанным. Произошел пересмотр критериев анализа и принятия решений: стоимостная оценка была заменена функционально-стоимостной оценкой*. В качестве рабочего метода в практику вошел функционально-стоимостной анализ, цель которого – соизмерение затрат с функциональными характеристиками изделий и их частей. С внедрением функционально-стоимостного анализа реальной целью управления стало создание более эффективных систем с минимальными затратами.

В инженерной практике функционально-стоимостная оценка обычно трактуется как эффективность. При этом термин «эффективность» рассматривается как смысловая характеристика, выражающая единство «эффект – затраты». При решении практических задач смысловая сторона должна дополняться, с одной стороны, конкретными (единичными и комплексными) количественными показателями, раскрывающими техническое решение, а с другой – критерием, воплощающим в себе наиболее существенные характеристики вариантов и отражающим главную целевую задачу (т.е. назначение изделия). На основе критерия проводится оценка варианта решения. Такой показатель может представлять собой *меру*, с помощью которой выносится суждение об относительной выгодности какого-то варианта из числа альтернативных, или *условие*, которое представляется в виде целевой функции, подлежащей минимизации (максимизации), или какого-то иного правила, выявляющего выгодный вариант. Если оказывается, что один показатель не может характеризовать вариант решения или не отражает основное назначение изделия, то проектные варианты сравнивают по нескольким критериям. Однако при этом существенно усложняется процедура сравнения вариантов.

Тактико-технико-экономическое содержание проектного решения, как следует из раздела 1.3, отражает обобщенные показатели: целевую (функциональную) эффективность, технический уровень, затраты производителя и цену изделия. Эти параметры, каждый в отдельности или все вместе, могут рассматриваться как критерии.

Важнейшим показателем целевой задачи при проектировании ЗУР является функциональная эффективность, которая должна реализоваться в некотором заданном диапазоне. Нижнюю границу этого диапазона, оче-

* В нашей стране аналогичный подход был разработан несколько раньше (в 1954 г.) проф. Д.Л. Томашевичем. Однако из-за секретности публикаций метод не получил распространения.

видно, можно рассматривать в качестве минимального значения целевой отдачи ($Э_{min}$), т.е. в качестве известной величины. Сравниваемые варианты при этом будут различаться уровнем технического совершенства и стоимостью изделий.

Чтобы новое поколение ЛА было совершеннее существующего, необходимо обеспечить более высокий технический уровень новых образцов. Это условие необходимое. Оно станет и достаточным, если при этом повысится и эффективность. Взаимосвязь «технический уровень – эффективность» – это главный вопрос проектирования и конструирования ЛА любого типа.

При заданной величине ресурсов (затрат) функциональное совершенство ЛА определяется исключительно его техническими свойствами, прогрессивностью нововведений, т.е. техническим уровнем. При этом каждому уровню технического совершенства ЛА соответствует определенное функциональное (целевое) совершенство. Если ресурсы не заданы, то при проектировании ЛА техническому уровню надо ставить в соответствие не только функциональное совершенство, но и потребные затраты, иначе говоря, вполне определенные значения экономической и функциональной эффективности.

Экспертный анализ показывает, что характер зависимостей между техническим уровнем, с одной стороны, и показателями эффективности, с другой, достаточно правдоподобно отражают кривые, приведенные на рис. 10.1. Действительно, человеческий опыт убеждает в том, что использование нововведений значительно повышает эффективность ЛА (как и других систем) лишь при сравнительно низких абсолютных показателях эффективности. Удельная стоимость таких нововведений, как правило, оказывается невысокой. По мере приближения к предельным значениям эффективности характер зависимости «технический уровень – эффективность» меняется: каждая следующая единица целевой отдачи ЛА требует значительно больших усилий и затрат для их достижения. Следовательно, отношение целевая отдача – затраты (Э/С) имеет максимум, а

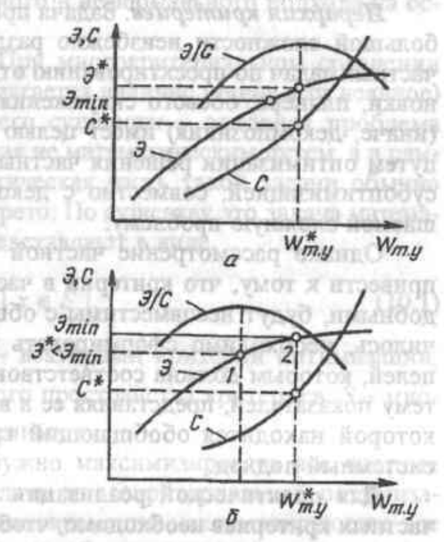


Рис. 10.1 Варианты критерия «стоимость – эффективность»

соответствующие ему значения $Э^*$, $С^*$, $W^*_{т.у}$, если $Э^* \geq Э_{min}$, можно трактовать как наивыгоднейшие (рис. 10.1, *а*). При $Э^* < Э_{min}$ (рис. 10.1, *б*) рациональный вариант лежит на границе $Э_{min}$, т.е. соответствует не точке *1*, а точке *2*.

В том случае, когда сравниваемые варианты, имеющие $Э > Э_{min}$, в одинаковой мере выполняют поставленную задачу $(W_к = \text{const})$, наилучшим вариантом будет наиболее дешевый вариант, соответствующий min С. Причем в этом варианте не обязательно самая дешевая ракета является оптимальной; если при сравнении вариантов учитывается возможность пуска нескольких ракет по одной цели, наиболее выгодной по условию min С может оказаться дорогая высокоэффективная ракета. В рассматриваемом классе задач $(Э = Э_{min})$ возможны и другие формы критерия «стоимость – эффективность», в том числе max Э или $W_ф$ при ограничении затрат С.

Иерархия критериев. Задача проектирования любого ЛА вследствие большой сложности неизбежно разделяется на иерархическую систему частных задач по проектированию отдельных частей – двигательной установки, планера, боевого снаряжения и т.д. Расчленение сложной задачи (иначе, декомпозиция) имеет целью упростить синтез сложной системы путем оптимизации решения частных задач. Такой подход, называемый субоптимизацией, совместно с декомпозицией делает обозри́мой и решаемой сложную проблему.

Однако рассмотрение частной задачи как самостоятельной может привести к тому, что критерии в частных задачах, кажущиеся правдоподобными, будут несовместимы с общим критерием. Чтобы этого не случилось, необходимо сформировать четкую взаимоувязанную иерархию целей, которым должна соответствовать иерархия критериев. Такую систему показателей, представляя ее в виде некоторой пирамиды, в вершине которой находится обобщающий критерий, следует ориентировать на системный подход.

Для практической реализации идеи об органической взаимосвязи частных критериев необходимо, чтобы показатели: имели количественное выражение, лучше всего в виде относительных величин; отражали качественные сдвиги, характеризующие развитие субсистемы; обеспечивали оценку эффективности с учетом влияния систем высшего и низшего уровней; имели физический смысл и были статистически устойчивыми; имели иерархическую структуру, отвечающую иерархической структуре общей задачи.

При решении многих частных задач целесообразно использовать весовой (массовый) критерий. Масса ЛА в некоторой мере отражает его стои-

мость и эффективность. Действительно, при уменьшении массы (а следовательно, и размеров) ЛА уменьшаются расход материалов, стоимость обработки, затраты на оснастку; требуются меньшие производственные площади. Значит, сокращаются производственные затраты. Кроме того, при уменьшении массы и размеров ЛА удешевляется их хранение и транспортировка. Чем меньше ЛА, тем легче создать для него мобильную пусковую установку и т.д. При проектировании агрегатов ЛА снижение массы способствует повышению скорости, маневренности, а значит, эффективности. И наоборот, перетяжеление конструкции вызывает уменьшение полезной нагрузки и снижение эффективности.

Рассмотренные критерии отражают преимущественно целевое назначение проектируемого изделия. Однако часто бывает необходимо при проектировании строго учитывать ряд специфических требований, таких, как срок создания изделия, мобильность, технологические особенности и др. Сравнение проектных вариантов в этих случаях производится по нескольким критериям. Такие задачи, называемые многокритериальными, решаются путем сочетания формального и неформального подхода на основе компромисса.

Многокритериальная задача. При многокритериальном сравнении проектных вариантов всегда предполагается наличие (явное или неявное) глобального критерия. Раскрытие его сущности – основная проблема многокритериальной задачи, решаемая не математическим путем, а в рамках неформальной логики. Математическая часть такой задачи обычно состоит в нахождении множества Парето. По существу это задача математического программирования. Ее представляют в виде

$$\max\left\{ f(x) \mid x \in S \right\}, \tag{10.1}$$

где $f(x) = \{ f_1(x), f_2(x), \ldots, f_i(x) \}$ – векторный критерий оптимизации; $f_i(x)$ – *i*-й частный критерий *n*-мерного пространства критериев; *S* – множество допустимых значений переменных *x*.

Символ «max» означает, что нужно максимизировать все частные критерии одновременно. Так как задачи многокритериальной оптимизации, в которых существуют точки, одновременно максимизирующие все критерии, встречаются крайне редко, то обычно стараются увеличивать значение каждого критерия, «насколько это возможно». Для раскрытия сути такой оптимизации рассмотрим понятие о недоминирующих критериальных векторах.

Пусть $f^1(x)$, $f^2(x) \in R^n$ – критериальные векторы. Вектор $f^1(x)$ доминирует над вектором $f^2(x)$ тогда и только тогда, когда $f_i^1(x) \geq f_i^2(x)$ для всех *i* и $f_i^1(x) > f_i^2(x)$ по крайней мере для одного *i*. Говорят, что вектор

$f^1(x)$ сильно доминирует над вектором $f^2(x)$ тогда и только тогда, когда $f^1(x) > f^2(x)$ (т.е. $f_i^1(x) > f_i^2(x)$ для всех i). Критериальный вектор считается недоминирующим, если он не доминирует ни над одним из допустимых критериальных векторов.

Условие доминирования (предпочтения) легко показать геометрически в пространстве критериев $\{f\}$ (которое имеет размерность n по числу частных критериев). Между пространством критериев $\{f\}$ и пространством параметров $\{x\}$ существует тесная связь. Каждая точка пространства параметров $\{x\}$ отражается в определенной точке $f(x)$ пространства критериев, т.е. если $x \in S$, то $f(x) \in \Phi$. Значит, если x принадлежит множеству допустимых значений пространства параметров, то $f(x)$ принадлежит допустимой области Φ пространства критериев.

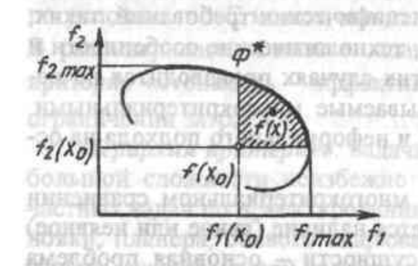


Рис. 10.2. Множество Парето Φ^*

На рис. 10.2 показана допустимая область Φ в пространстве двух критериев $\{f_1, f_2\}$ и в этой области точкой $f(x_0)$ обозначено проектное решение x_0. Любое решение x, соответствующее заштрихованной части области Φ, более предпочтительно, чем решение x_0, так как $f(x) \geq f(x_0)$.

Точка $f(x_0)$ в пространстве критериев выбрана произвольно, и найдено соответствующее подмножество предпочтительных решений $\{x\}$. Другому положению точки $f(x_0)$ будет соответствовать иное подмножество предпочтительных решений $\{x\}$.

Среди всех точек $f(x_0) \in \Phi$ существует такое подмножество $\Phi^* \in \Phi$, в котором уже не найдется более предпочтительных состояний. Множество Φ^*, которому соответствует подмножество наиболее предпочтительных решений $\{x^*\}$, называется *множеством Парето*, переговорным множеством, областью конкурентоспособных решений или компромиссов. На рис. 10.2 это множество (жирная линия) расположено на границе исходного множества Φ. Границы области Φ^* определяются условиями максимизации частных критериев $f_{1\,max}$ и $f_{2\,max}$.

С формальной точки зрения множество Парето Φ^* считается решением многокритериальной задачи, т.е. множеством всех недоминирующих критериальных векторов. Однако возникает вопрос: как из множества Парето выделить одно решение? Здесь возникают три основные проблемы многокритериальной оптимизации.

Первая связана с выбором принципа оптимальности, по которому строго определяются свойства оптимального решения и его превосходство над остальными допустимыми решениями. В отличие от задач однокритериальной оптимизации, задачи многокритериальной оптимизации основаны на применении большого количества различных принципов, и каждый из них может приводить к выбору различных оптимальных решений. Это объясняется тем, что векторные критерии приходится сравнивать, используя некоторую схему компромиссов.

Вторая проблема обусловленна нормализацией векторного критерия. Ее появление вызвано тем, что частные критерии, являющиеся компонентами векторного критерия, могут иметь различные размерности. Это затрудняет их сравнение, вследствие чего приходится приводить критерии к безразмерному виду, т.е. нормализовать их.

Третья проблема связана с учетом приоритета частных критериев. Хотя при выборе решения и следует добиваться наивысшего соответствия его всем критериям, однако они, как правило, имеют различную значимость. Поэтому обычно для учета приоритета вводится вектор распределения важности критериев (вектор весовых коэффициентов) $A=\{a_1, a_2,..., a_n\}$, с помощью которого корректируется принцип их оптимальности или проводится дифференциация масштабов измерения критериев.

Указанными проблемами обусловлены основные трудности многокритериальной оптимизации, и от того, насколько успешно они будут преодолены, во многом зависит успех и правильность выбора варианта решения.

По существу, кардинальная проблема при многокритериальной оптимизации состоит в принятии решения по выбору глобального (интегрального) критерия F. При известном критерии F многокритериальная задача имеет однозначное решение.

Типы глобальных критериев при решении многокритериальных задач. В настоящее время наибольшее распространение получили три типа глобальных критериев F, которые определяются видами условий, связывающих частные критерии.

Первый, наиболее часто применяемый тип критерия определяется условиями уступок, которые являются платой за потерю показателей по какому-то критерию ради получения выигрыша по другому критерию или за снижение одной части критериев ради получения выигрыша при использовании другой части критериев. Уступки бывают абсолютные и относительные. В зависимости от них существуют различные виды глобального критерия F, характеризующие совокупность методов уступок. Наиболее широкое применение этот вид критерия нашел при решении технических и экономических задач.

Второй тип глобальных критериев зависит от условия строгого ранжирования критериев т.е. расположения их в порядке убывания (возрастания) важности. Это условие известно как лексикографическое. Суть данного метода состоит в том, что решение сначала ищется при использовании первого, главного критерия. Если главные критерии конкурирующих решений равны, то берется второй критерий, если и вторые критерии равны, то решение ищется с помощью последующих критериев. Основная трудность при определении глобального критерия второго типа заключается в ранжировании критериев.

Третий вид критерия определяется условиями свертки частных критериев в один обобщенный:

$$F(x) = F\left[f_1(x)\,,\, f_2(x)\,,\, \dots,\, f_n(x) \right]. \qquad (10.2)$$

Преимуществом этого критерия, если он найден, является простота его трактовки и возможность использования всего богатого арсенала методов математического программирования для нахождения оптимального решения, а основным недостатком – отсутствие объективных условий, позволяющих находить оператор F. Следовательно, и решения, получаемые при использовании свертки, будут тоже неоднозначными.

Особо подчеркнем: сравнительный анализ проектных решений, как и процесс синтеза вариантов, не может быть полностью формализован – в целом ряде случаев конструктор принимает волевые решения, основанные не только на количественных данных, но и на опыте, здравом смысле и ряде дополнительных соображений, которые не учтены в расчетной модели. Почти любое проектное решение представляет собой компромисс между основными показателями, нашедшими отражение в критерии качества, и другими свойствами ЛА.

Таким образом, сравнительный анализ вариантов ЛА с помощью рассмотренных выше критериев еще не определяет оптимального варианта. Он только помогает конструктору принять обоснованное решение.

10.3. КОМПЛЕКСНАЯ ОЦЕНКА ТАКТИЧЕСКИХ СВОЙСТВ И ЭФФЕКТИВНОСТИ ЗУР

Общая схема решения задачи. Рассмотренный выше критерий «стоимость – эффективность» отражает идеальные условия эксплуатации, когда влияние смежных систем минимальное, а проявление качеств исследуемого объекта наивыгоднейшее. Такие условия соответствуют полигонным пускам по мишеням.

Для практической оценки теоретический критерий должен быть дополнен системными показателями, учитывающими реальные условия, сопутствующие выполнению целевых задач, для решения которых предназначена анализируемая ракета. Особенность системной оценки состоит в том, что она характеризует не параметры ракеты, как таковой, а результаты процесса, выполняемого ракетой, причем, как правило, с участием смежных систем. Эта оценка учитывает реальные факторы, противодействующие успешному функционированию ЗУР. В их числе: различного рода активное и пассивное противодействие противника, природно-климатические условия, отказы и т.д.

Системная оценка эффективности строится, как правило, на основе *имитационного моделирования типовых операций* боевого применения ЗУР. Этим термином называют исследование на ЭВМ, при котором показатели ЗУР и их комплексов оценивают путем воспроизведения (имитации) процесса функционирования ЗРК, учитывая адекватно реальные свойства комплексов (системы) и условия их функционирования.

Имитационное моделирование можно трактовать как одну из разновидностей эксперимента с математической моделью системы. Характерной особенностью имитационного моделирования является большое внимание к подробностям функционирования системы, в том числе к случайным факторам, действующим в ней. Оно представляет собой развитие метода статистических испытаний (метода Монте-Карло) для изучения случайных процессов, имеющих место в сложных практических задачах.

Имитационное моделирование, подобно методу Монте-Карло, основано на использовании выборок для получения статистических оценок изучаемых величин, которые в данном случае выступают в качестве показателей свойств системы. Этот принцип предопределяет следующую организацию имитационного моделирования:

– разрабатывается типовая операция и составляется программа для осуществления одного испытания системы и получения одной реализации случайного процесса в ней;

– с использованием разработанной программы проводится эксперимент, т.е. вычисляется реализация случайного процесса в системе от начального до конечного момента;

– для получения выборки реализаций эксперимент многократно повторяется при различных значениях случайных факторов в соответствии с их законами распределения;

– данные, полученные при многочисленных испытаниях системы, обрабатывают с помощью методов математической статистики, и определяются статистические характеристики выходных величин имитационной модели.

Поясним суть операций, рассматриваемых при исследовании системной эффективности ЗУР. Военная наука дает следующее определение воздушной операции. Воздушная операция представляет собой совокупность

заблаговременно спланированных, согласованных и взаимосвязанных по цели, задачам, месту и времени авиационных ударов, воздушных и противовоздушных боев и сражений, специальных полетов, как правило, нескольких объединений и отдельных соединений Военно-воздушных сил, проводимых во взаимодействии с объединениями (соединениями, частями) других видов Вооруженных сил и родов войск по единому замыслу и плану, под единым командованием.

Многообразию боевых действий воздушного противника естественно соответствует и многообразие тактических приемов и сценариев функционирования ЗРК. Определяющее влияние на выбор параметров ЗУР оказывают сложные, наиболее напряженные операции. При оценке эффективности обороны они являются типовыми для широкого круга целевых задач. По результатам анализа действий системы ПВО в типовых ситуациях делается заключение об эффективности того или иного решения. В качестве типовых воздушных операций обычно принимают:

– наступательные операции;
– воздушный налет на стратегический объект;
– воздушный налет на группировку боевых надводных кораблей.

Описание операций принято представлять в виде сценариев и моделей. Сценарий – это качественное структурно-функциональное описание операции, а модель – формализованное описание, ориентированное на количественный анализ.

При формировании моделей воздушных операций руководствуются следующими пинципами:

– иерархия программных модулей;
– самостоятельность отдельных программных модулей;
– стандартизация модулей, входящих в состав модели;
– соответствие структуры модели и исследуемой системы;
– использование единой базы данных модели;
– возможность оперативного перестроения структуры модели путем введения в ее состав новых программных модулей.

Такой подход к построению модели имеет определенный достоинства. Во-первых, он позволяет заменять отдельные программные модули и наращивать модель в зависимости от предъявляемых требований, а также оперативно изменять структуру модели. Во-вторых, он сокращает трудозатраты и сроки на разработку модели, так как создание отдельных программных модулей может вестись одновременно несколькими разработчиками.

Результаты, получаемые с помощью модели оценки эффективности группировки ЗРВ, используются при решении следующих военно-технических задач:

1. Определение требований к тактико-техническим и стоимостным характеристикам ЗУР.

2. Анализ соответствия вариантов облика перспективной ЗУР требованиям технического задания.

3. Оценка системы показателей эффективности боевых действий группировки ЗРВ на множестве вариантов ее боевого применения.

4. Тактико-технико-экономическое обоснование облика перспективной ЗУР.

5. Разработка предложений по принципам и тактике боевого применения группировки ЗРВ и отдельных ее комплексов.

Структурная схема модели по оценке эффективности группировки ЗРВ представлена на рис. 10.3. Опишем состав и назначение основных модулей (блоков) представленной модели.

Блок СИД. Система исходных данных (СИД) в значительной мере определяет возможности имитационной модели и достоверность получаемых результатов. В составе исходных данных используется информация по следующим группам.

1. Характеристики СВН противника и тактика их боевого применения (ТТХ, ЛТХ, отражательные характеристики в радиолокационном и оптическом диапазонах, характеристики средств поражения, характеристики уязвимости СВН при стрельбе по ним ЗУР, способы боевого применения СВН при решении типовых задач, характеристики и порядок постановки помех, наряды СВН на подавление типовых элементов группировки ЗРВ и обороняемых ею объектов и др.).

2. Стоимостные характеристики СВН и их вооружения с учетом средств обеспечения боевых действий (при необходимости).

3. Характеристики группировки ЗРВ по ведению боевых действий (ТТХ вооружения и военной техники группировки ЗРВ, тактика боевого применения ЗРК, порядок и правила работы с техникой лиц боевых расчетов, временные параметры процесса боевой работы, уязвимость вооружения при его огневом подавлении средствами поражения СВН, дислокация подразделений группировки ЗРВ в позиционном районе и др.).

4. Экономические показатели образцов техники, включаемых в группировку ЗРВ (стоимость разработки и серийного производства, стоимость капитального строительства под монтаж вооружения, стоимость эксплуатации, ремонта и передислокации средств, входящих в группировку ЗРВ и т.д.).

Если анализируется эффективность группировки ЗРВ, в состав которой входят перспективные (еще не созданные) образцы системы вооружения, или если в состав СВН входят перспективные средства нападения, то в состав исходных данных должны входить вероятностные оценки сроков создания и производства этих средств, а также вероятность достижения

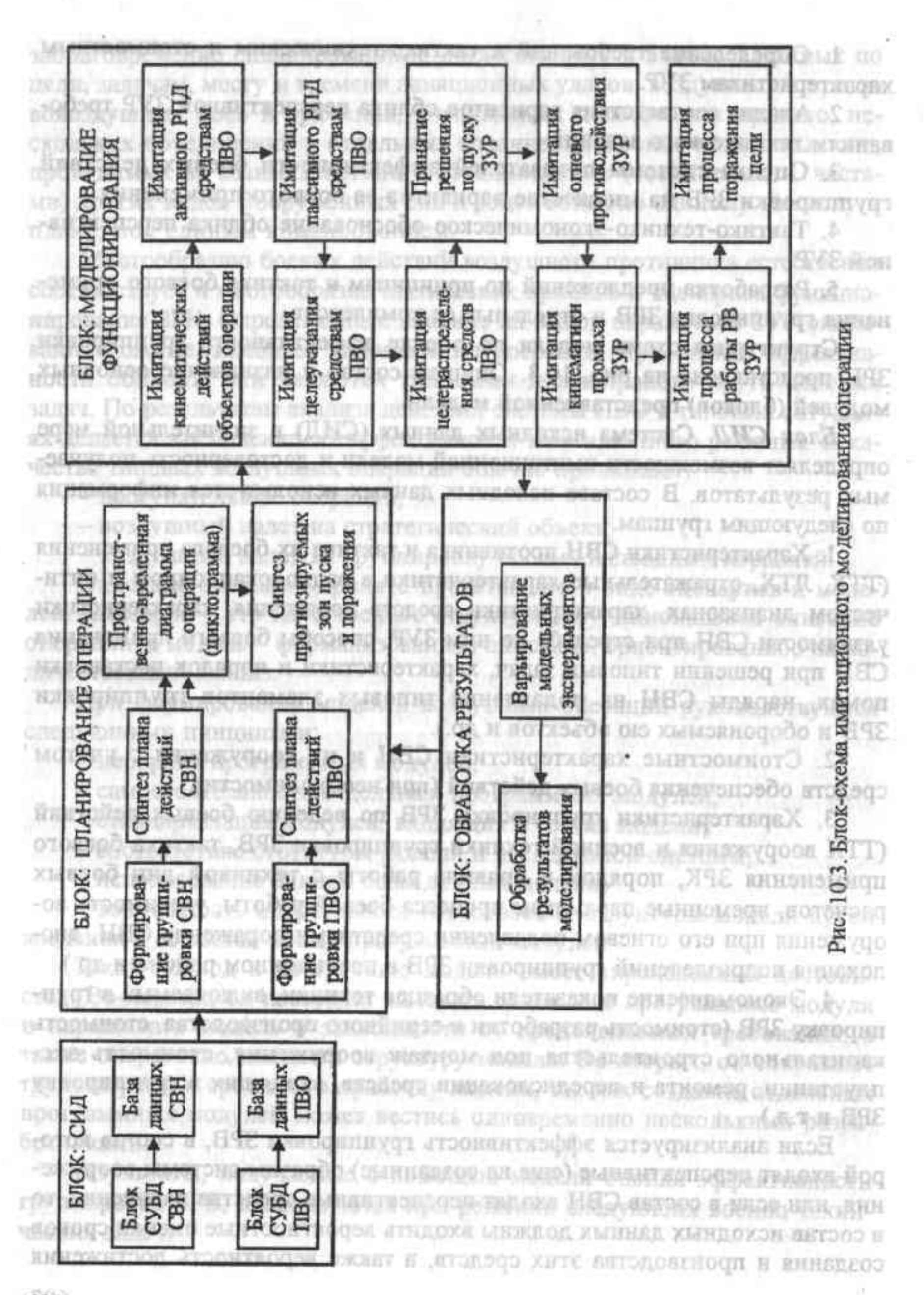


Рис.10.3. Блок-схема имитационного моделирования операции

требуемых ТТХ. Указанные оценки используются при расчетах соответствующих стоимостных характеристик и выборе вариантов по сформированным предпочтениям.

Комплексные модели оценки эффективности боевых действий подразделений и группировок ЗРВ являются достаточно сложными, а процесс их разработки занимает значительное время и выполняется совместно математиками-программистами и специалистами-системотехниками в области технических характеристик и тактики боевого применения вооружения.

Блок планирования операции. В основе плана операции лежит конкретный типовой сценарий, определяющий состав и тактику действий противоборствующих группировок. Каждая из группировок может использовать разнообразные способы боевого применения, ориентируясь на прогностические действия разумного противника. Поэтому важнейшими моделями этого блока являются модели синтеза тактики действий обеих сторон. Обычно формирование плана производится в диалоговом режиме. Результат планирования представляется в виде пространственно-временной диаграммы налета и схемы его отражения.

План операции должен предусматривать наличие и возможность использования полного объема информации, потребной далее при моделировании операции. В составе такой информации должны быть:

– состав группировки СВН (самолеты, ДРЛО, носители ударных средств нападения, истребители прикрытия, постановщики активных и пассивных помех и др.);

– вооружение самолетов-носителей группировки (тип и количество средств поражения);

– характеристики средств поражения (высоты и дальности пуска, скорости полета);

– последовательность нанесения ударов функциональными группами;

– размещение и характеристики ЗРК (производительность ЗРК, зоны пуска и поражения и др.);

– пространственно-временные характеристики взаимодействия группировок по времени и месту.

Более подробно содержание моделей этого блока изложено в разделе 3.4.

Блок моделирования операции. Основные процессы функционирования системы и соответствующие им модели перечислены на рис. 10.3. При необходимости состав моделей и последовательность функционирования могут корректироваться.

Характерной особенностью функционирования системы является случайный характер большинства процессов. Первичным источником

случайности при имитации случайных факторов на ЭВМ являются генераторы псевдослучайных чисел, равномерно распределенных на отрезке [0, 1], – специальные программы, имеющиеся в составе стандартного программного обеспечения ЭВМ или разрабатываемые самим разработчиком модели. Реализации всех других случайных факторов в системе получают путем преобразования этих чисел с помощью некоторого алгоритма, зависящего от типа имитируемого случайного фактора (событие, величина, процесс или поле) и его статистических характеристик. Например, реализации случайных величин с произвольным распределением вероятностей могут быть получены путем преобразования псевдослучайных чисел, распределенных равномерно на отрезке [0, 1], с помощью алгоритма, составленного с применением метода обратных функций или гистограммного метода, а реализация гауссова случайного процесса возможна с помощью алгоритмов, основанных на использовании формирующего фильтра или канонического разложения.

Широкий диапазон моделируемых средств и процессов противоборствующих группировок, возможности варьирования их состава и тактики позволяют при моделировании создавать различные варианты построения группировок без дополнительной доработки модели.

Блок обработки результатов. Основным научным содержанием данного блока является планирование модельных экспериментов и получение оценок с требуемыми характеристиками точности и достоверности. Последние, как известно, зависят от числа модельных реализаций.

Оценка показателей эффективности производится по величине математического ожидания $\bar{M}$ в соответствии со следующей статистической формулой:

$$\bar{M} = \frac{1}{m}\sum_{i=1}^{m} M_i, \tag{10.3}$$

где M_i – величина оцениваемого показателя, полученного в i-й реализации; m – количество реализаций.

В качестве оценки точности полученных значений показателей боевой эффективности обычно принимается дисперсия показателя, вычисляемая по формуле

$$D = \frac{1}{m-1}\sum_{i=1}^{m}\left(M_i - \bar{M}\right)^2, \tag{10.4}$$

где D – дисперсия оценки показателя; M_i – значение оцениваемого показателя, полученного в i-й реализации.

Результаты исследования точности получаемых на модели оценок показателей боевой эффективности показали, что при объеме статистических экспериментов, равном 50 реализациям, обеспечивается получение оценок эффективности с точностью 5–10%.

В числе определяемых показателей эффективности могут рассматриваться:

– количество уничтоженных СВН из состава ударной группы;

– относительное число уничтоженных СВН из состава ударной группы;

– количество ЗУР, израсходованных за время отражения удара;

– число ЗУР, расходуемых на одну сбитую цель;

– вероятность сохранения боеспособности боевых средств из состава группировки ЗРВ в ходе отражения удара СВН;

– вероятность сохранения защищаемого объекта (объектов), по которым наносился удар воздушного противника.

Далее перечисленные показатели используются для проведения военно-экономических оценок при сравнении различных вариантов облика перспективной ЗУР. С этой целью с помощью имитационной модели для каждого из альтернативных вариантов ЗУР определяются показатели эффективности для всех решаемых задач и по всему заданному диапазону условий боевого применения (уровни помех, варианты ударов СВН и т.д.). Рассматривается возможность обеспечения заданных (в некотором диапазоне) уровней эффективности решения поставленных боевых задач. В случае, если штатным составом средств группировки ЗРВ какой-либо уровень эффективности не обеспечивается, производится наращивание, введение в состав группировки дополнительного количества огневых средств (ЗРК), позволяющих достичь желаемой эффективности. Каждому такому уровню соответствует определенная стоимость средств альтернативных вариантов. Результаты оценки эффективности и стоимости представляются лицу, принимающему решения.

Опыт создания имитационных моделей показывает, что современный уровень развития информационных технологий и вычислительной техники позволяет и далее расширять решаемые системные задачи.

На первом этапе обычно создаются достаточно простые модели, что достигается за счет тщательного отбора определяющих факторов и схемы описания основных соотношений между рассматриваемыми переменными. По мере отработки модели, как указано выше, происходит ее расширение, однако в рамках анализа эффективности.

Следующим качественным этапом развития имитационного моделирования является переход к задаче синтеза с целью выявления характера функциональной зависимости эффективности от параметров ЗУР и ЗРК. Такая задача, как показано на рис. 10.4, решается с помощью двух имита-

ционных моделей, функционирующих совместно. Результатом данного этапа является не только получение функциональных связей «эффективность – параметры ЗУР», но и формирование рационального технического задания на ракету.

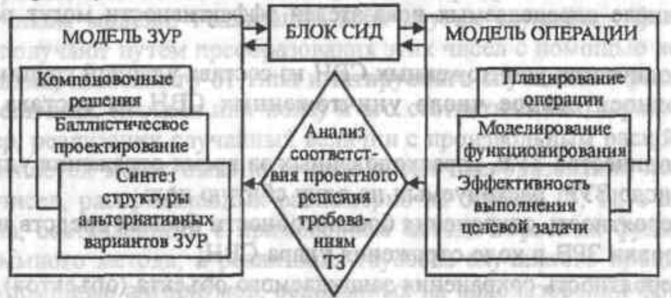


Рис. 10.4. Блок-схема формирования ТЗ ЗУР

Дальнейшее совершенствование моделей имеет место после сопоставления выходных данных, полученных при моделировании и натурном эксперименте. Этот этап, называемый *калибровкой* (паспортизацией), придает модели требуемую достоверность. На основании сравнения результатов экспериментов и моделирования проводят параметрическую доработку модели при допущении, что ее выбранная структура удовлетворительна. При наличии остаточной разности между выходными характеристиками после параметрической доработки проводят структурную доработку модели, заключающуюся в дополнительном учете отдельных факторов, значимость которых подтвердилась. Могут оказаться достаточными изменения и дополнения в структурной схеме модели лишь отдельных связей. В заключение проверяют статистическую совместимость выходных характеристик по результатам натурных экспериментов и моделирования в ряде точек факторного пространства. Результаты в этих точках должны дать ответ не только об их статистической совместимости, но и о характере поведения возможной методической ошибки моделирования во всей области рассматриваемого факторного пространства.

Подобный подход, как показала практика, позволяет создать работоспособную модель сложной системы и достичь требуемой точности результатов моделирования.

10.4. МЕТОДИКА СРАВНЕНИЯ АЛЬТЕРНАТИВНЫХ ВАРИАНТОВ ЗУР

Содержание заключительного этапа анализа. Задачей заключительного этапа системного анализа проектных вариантов перспективной ЗУР является формирование комплексной оценки и принятие решения.

На этом этапе альтернативные варианты проверяются на достоверность, реализуемость и перспективность; устанавливается соответствие частных показателей и характеристик требованиям технического задания; обобщаются формальные и неформальные характеристики вариантов.

Оценка и анализ представленных вариантов проводятся по частным и обобщенным показателям, характеризующим качество как отдельных составных элементов, так и ЗУР в целом. Частные показатели используются для оценки:

– целевой эффективности (вероятности поражения цели одной ракетой);
– технического совершенства ЗУР;
– экономических свойств.

В качестве обобщенных показателей сравниваемых вариантов ЗУР используют результаты имитационного моделирования, а именно:

– боевую эффективность ЗРК (вероятность поражения цели с учетом процесса боевой работы и надежности);
– боевые возможности группировки ЗРВ при отражении типовых массированных налетов СВН;
– затраты средств на решение возлагаемых на группировку ЗРВ задач в условиях боевого применения.

Причем при решении задач сравнения вариантов отдельной важной задачей является обеспечение сопоставимости показателей. Это относится, прежде всего, к временным характеристикам. Необходимо, в частности, сопоставление разновременных экономических показателей, то же относится и к вероятности достижения целевой эффективности при сравнении эксплуатируемой и только создаваемой ЗУР и т.д.

Процедура анализа обычно строится на объединении аналитических и экспертных методов. В последнее время все более широкое распространение получают экспертные подходы.

Существует целый ряд методов экспертной оценки, различающихся способами декомпозиции проблемы и принципами измерения (оценки) свойств изделий. Для сложных технических систем применяют: ранжирование, непосредственную оценку, последовательное сравнение и метод анализа иерархий.

Ранжирование представляет собой процедуру упорядочения объектов экспертом. На основе знаний и опыта эксперт располагает объекты в порядке предпочтения, руководствуясь одним или несколькими избранными показателями сравнения. В зависимости от вида отношений между объектами возможны различные варианты упорядочения. Распространены отношения строго порядка (когда в числе сравниваемых объектов нет одинаковых) и эквивалентности (равнозначности).

Непосредственная оценка – это процедура присваивания объектам числовых значений на шкале интервалов. Эксперт должен поставить в со-

ответствие каждому оцениваемому объекту точку на определенном отрезке числовой оси. Удобно в качестве такого отрезка использовать интервал [0,1]. Процедура измерения в этом случае называется нормированием. Измерения по шкале интервалов могут быть осуществлены с достаточной точностью при полной информированности эксперта об оцениваемых свойствах объекта. Эти условия на практике встречаются редко, поэтому для измерения применяют балльную систему и вместо непрерывного отрезка числовой оси рассматривают участки, каждому из которых приписывается свой балл. Эксперт тем самым измеряет объект с точностью до определенного отрезка числовой оси. Применяются, как правило, 5-, 10- и 100-балльные шкалы.

Наиболее трудоемким является метод *последовательного сравнения*, представляющий собой комплексную процедуру измерения, объединяющую ранжирование и непосредственную оценку.

Перечисленные классические методы экспертной оценки в последние годы пополнились *методом анализа иерархий*, который в настоящее время является одним из самых мощных и эффективных методов экспертизы и принятия решений.

Предложенный Т. Саати [45] метод анализа иерархий очень удачно сочетает в себе формальные и неформальные стороны экспертизы. Его практическое применение включает три основных этапа:

1) иерархическое представление задачи экспертизы, в которой нижний уровень иерархии составляют альтернативы (конкурентные проекты технической системы), верхний уровень содержит цель экспертизы (сравнительный анализ альтернативных проектов с определением наивыгоднейшего проекта), а промежуточные уровни иерархии занимают критерии (единичные и комплексные показатели и требования) – признаки, по которым проводится экспертное оценивание проектов;

2) проведение парных сравнений с целью определения количественной оценки степени влияния элементов каждого уровня иерархии (альтернатив, критериев) на каждый элемент соседнего с ним верхнего уровня иерархии;

3) получение приоритетов, характеризующих количественно степень влияния альтернатив (оцениваемых проектов) через систему единичных и комплексных показателей и требований на генеральную цель (обобщенный показатель качества технической системы) и представляющих собой по сути оценочное решение, на основании которого делается вывод о наилучшем проекте.

Раскроем содержание перечисленных этапов.

Иерархическое представление задачи экспертизы. Иерархическое представление любой сложной проблемы является весьма непростой и в основном неформализуемой задачей. Несмотря на имеющиеся рекомендации, единого подхода к решению этой задачи не существует. Конкретные

подходы к иерархическому представлению сложных проблем во многом зависят от характера самой проблемы, качества и достоверности исходной информации, арсенала формальных и неформальных методов исследования, накопленного опыта в решении сходных проблем, возможности привлечения компетентных специалистов и т.д.

В наиболее элементарном виде иерархия строится с вершины целей (с точки зрения управления), через промежуточные уровни (критерии, от которых зависят последующие уровни) к самому нижнему уровню, который обычно является перечнем альтернатив.

Иерархия считается полной, если каждый элемент заданного уровня функционирует как критерий для всех элементов нижестоящего уровня. В противном случае иерархия неполная. В этом случае иерархию можно разделить на подыерархии, имеющие общим самый верхний элемент. Закон иерархической непрерывности требует, чтобы элементы нижнего уровня иерархии были сравнимы попарно по отношению к элементам следующего уровня и т.д. вплоть до вершины иерархии.

В рассматриваемой задаче экспертизы проектов сложных технических систем целью является оценка проектных решений с позиции совершенства разрабатываемой технической системы. Цель занимает верхний уровень в иерархическом представлении задачи экспертизы. Нижний уровень иерархии – уровень альтернатив – представлен набором оцениваемых проектов, включая базовый образец (аналог), выбранный для сравнения, или техническое задание на разработку системы.

Промежуточные уровни иерархии занимают обобщенные, комплексные и единичные показатели совершенства технической системы. Содержательная сторона показателей совершенства технических систем и подходы к их формированию были рассмотрены в п. 1.3. Данная система показателей является методической основой иерархического представления задачи экспертизы, когда сравнительная оценка проектов проводится с целью выбора наилучшего варианта. Если целью экспертизы является более частная задача, например оценка технического уровня проектируемого изделия, для иерархического воспроизведения задачи экспертизы следует воспользоваться соответствующей частью общей системы показателей.

Конкретное наполнение системы показателей, т.е. выбор показателей, находящихся на нижних уровнях иерархии, – комплексных и, особенно, единичных показателей – является неформальной процедурой и в значительной степени определяется характером самой задачи, типом исследуемой технической системы, полнотой информации о характеристиках системы, применяемыми методами исследования, опытом разработчиков и т.д.

После иерархического воспроизведения задачи экспертизы возникает вопрос: как установить приоритеты критериев (показателей) и оценить каждое из альтернативных проектных решений по критериям?

Проведение парных сравнений. Парные сравнение – это центральное звено метода анализа иерархий. Суть парного сравнения состоит в неформальном установлении «веса» показателей (целей) рассматриваемого иерархического уровня по отношению к их воздействию на цель (критерий) вышестоящего уровня. Пусть такими показателями некоторого уровня являются элементы $A_1, A_2, ..., A_n$. Цель следующего уровня известна. Тогда результаты суждения a_{ij} о парах элементов A_i и A_j можно представить в виде табл. 10.1 (или матрицы A размером $n \times n$).

Таблица 10.1

Цель (критерий)	A_1	A_2	...	A_n
A_1	a_{11}	a_{12}	...	a_{1n}
A_2	a_{21}	a_{22}	...	a_{2n}
.	.	.	...	.
.	.	.	...	.
A_n	a_{n1}	a_{n2}	...	a_{nn}

Элементы матрицы a_{ij} определяются по следующим правилам.

Правило 1. Если $a_{ij}=\alpha$, то $a_{ji}=1/\alpha$, $\alpha \neq 0$.

Правило 2. Если суждения таковы, что A_i имеет одинаковую с A_j относительную важность, то $a_{ij} = a_{ji} = 1$.

Правило 3. Элементы $a_{ii} = 1$ для всех i.

Таким образом, матрица A, которая носит название матрицы парных сравнений, имеет вид

$$A = \begin{vmatrix} 1 & a_{12} & \cdots & a_{1n} \\ \frac{1}{a_{12}} & 1 & \cdots & a_{2n} \\ \cdots & \cdots & \cdots & \cdots \\ \frac{1}{a_{1n}} & \frac{1}{a_{2n}} & \cdots & 1 \end{vmatrix}. \qquad (10.5)$$

После получения количественных суждений о парах (A_i, A_j) и представления их в числовом выражении через a_{ij} задача сводится к тому, чтобы n элементам $A_1, A_2, ..., A_n$ поставить в соответствие множество числовых весов $\omega_1, \omega_2, ..., \omega_n$, которые соответствовали бы зафиксированным суждениям. При этом матрица A будет следующей:

$$A = \begin{vmatrix} \frac{\omega_1}{\omega_1} & \frac{\omega_1}{\omega_2} & \cdots & \frac{\omega_1}{\omega_n} \\ \frac{\omega_2}{\omega_1} & \frac{\omega_2}{\omega_2} & \cdots & \frac{\omega_2}{\omega_n} \\ \cdots & \cdots & \cdots & \cdots \\ \frac{\omega_n}{\omega_1} & \frac{\omega_n}{\omega_2} & \cdots & \frac{\omega_n}{\omega_n} \end{vmatrix}. \qquad (10.6)$$

Матрица A – обратносимметричная, так как $a_{ij}=1/a_{ji}$. Если наши суждения совершенны при всех сравнениях, то $a_{i\kappa} = a_{ij} \cdot a_{j\kappa}$ для всех i, j, κ и матрица A называется согласованной.

Очевидным для согласованной матрицы является случай, когда сравнения основаны на точных измерениях, т.е. веса $\omega_1, \omega_2, ..., \omega_n$ известны. Тогда $a_{ij} = \omega i/\omega j$ $(i, j = 1, 2, ..., n)$, и поэтому

$$a_{ij}\, a_{j\kappa} = \frac{\omega_i}{\omega_j} \cdot \frac{\omega_j}{\omega_\kappa} = \frac{\omega_i}{\omega_\kappa} = a_{i\kappa};$$

$$a_{ji} = \frac{\omega_j}{\omega_i} = \frac{1}{\omega_i/\omega_j} = \frac{1}{a_{ij}}.$$

В этом идеальном случае, когда парные сравнения основаны на точных оценках, собственные значения и векторы определяются из матричного уравнения

$$A\omega = n\omega. \qquad (10.7)$$

В теории матриц эта формула означает то, что ω – собственный вектор матрицы A с собственным значением, равным n, остальные собственные значения – нули.

Если $\omega_1, \omega_2, ..., \omega_n$ не известны заранее, то парные сравнения элементов производятся с использованием субъективных суждений экспертов, численно оцениваемых по некоторой шкале. В этом случае субъективные оценки экспертов a_{ij} будут отклоняться от «идеальных» отношений ω_i/ω_j. Поэтому уравнение (10.7) более не будет иметь места.

Можно показать, что в случае субъективных оценок вместо уравнения (10.7) используется следующее уравнение для определения собственных значений:

$$A\omega = \lambda_{max}\omega. \qquad (10.8)$$

где λ_{max} – наибольшее собственное значение несогласованной матрицы A; ω – собственный вектор, соответствующий этому собственному значению. При этом числовые веса ω_i, ω_j будут связаны соотношением

$$\omega_i = \frac{1}{\lambda_{max}} \sum_{j=1}^{n} a_{ij}\omega_j, \quad (i = \overline{1, n}). \qquad (10.9)$$

Так как желательно иметь нормализованное значение, заменим ω на $(1/\alpha)\omega$, где $\alpha = \sum_{i=1}^{n} \omega_i$. Это обеспечивает единственность решения, а также то, что $\sum_{i=1}^{n} (1/\alpha) \cdot \omega_i = 1$.

Для проведения субъективных парных сравнений разработана шкала (табл. 10.2).

Таблица 10.2

Интенсивность относительной важности	Определение	Объяснение
1	Равная важность	Равный вклад двух видов деятельности в цель
3	Умеренное превосходство одного над другим	Опыт и суждения дают легкое превосходство одному виду деятельности над другим
5	Существенное или сильное превосходство	Опыт и суждения дают сильное превосходство одному виду деятельности над другим
7	Значительное превосходство	Одному виду деятельности дается настолько сильное превосходство, что оно становится практически значимым
9	Очень сильное превосходство	Очевидность превосходства одного вида деятельности над другим подтверждается наиболее сильно
2,4,6,8	Промежуточные решения между двумя соседними суждениями	Применяется в компромиссном случае
Обратные величины приведенных выше чисел	Если при сравнении одного вида деятельности с другим получено одно из вышеуказанных чисел, то при сравнении второго вида деятельности с первым получим обратную величину	

По мнению экспертов, достоинство этой шкалы оценок основывается на двух положениях. С одной стороны, шкала должна давать возможность улавливать разницу в суждениях экспертов при проведении парных сравнений. В соответствии с этим шкала должна иметь возможно больше градаций. С другой стороны, число градаций шкалы ограничено числом сравниваемых между собой объектов. Из практики экспертизы известно, что одновременно сравнивать можно не более 7 ± 2 объектов. При сравнении этого числа объектов эксперт еще достаточно уверен во всех градациях своих суждений. Это положение определяет верхний предел шкалы. Если положить нижнюю границу шкалы равной 1 и выбрать единичную цену деления, то верхний предел шкалы будет равен 7+2=9.

Заметим, что, так как малые изменения в элементах a_{ij} несогласованной матрицы A вызывают малое изменение λ_{max}, отклонение последнего от n (наибольшего собственного значения в случае согласованной матрицы) является мерой согласованности. Оно позволяет оценить близость полученной шкалы к основной шкале отношений. В качестве индекса согласованности (ИС) принимается величина

$$(\lambda_{max} - n) / (n - 1). \qquad (10.10)$$

Индекс согласованности сгенерированной случайным образом по шкале от 1 до 9 обратносимметричной матрицы с соответствующими обратными величинами элементов назовем случайным индексом (СИ). Параметр СИ зависит от размера n матрицы парных сравнений и определяется из табл. 10.3.

Таблица 10.3

Размер матрицы n	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
Средний СИ	0	0	0,58	0,90	1,12	1,24	1,32	1,41	1,45	1,49	1,51	1,54

Отношение ИС к среднему СИ для матрицы того же порядка называется *отношением согласованности* (ОС). Матрица парных сравнений считается приемлемо согласованной, если выполняется условие

$$ОС \le 0{,}1. \qquad (10.11)$$

Проведение парных сравнений и составление на их основе матрицы парных сравнений начинается с сопоставления относительной важности критериев на втором уровне иерархии по отношению к общей цели на первом уровне. Далее строится группа матриц парных сравнений для сопоставления относительной важности критериев на третьем уровне иерархии по отношению к каждому из критериев второго уровня. Подобные

группы матрицы должны быть построены для попарного сравнения каждого критерия следующего уровня иерархии (если он существует) по отношению к критериям на текущем уровне иерархии. На последнем уровне иерархии строятся матрицы парных сравнений для сопоставления относительной важности альтернатив к каждому из критериев последнего уровня иерархии.

Элементы матриц парных сравнений определяются на основании экспертных оценок в соответствии со шкалой, представленной в табл. 10.2. При проведении парных сравнений учитывается важность того или иного критерия (альтернативного варианта) и степень воздействия его на общую цель (критерий).

Процедура определения приоритетов. Целью построения каждой матрицы парных сравнений A является получение вектора приоритетов X, компоненты которого $x_1, x_2, ..., x_n$ выражают относительное влияние множества элементов задачи на элемент (критерий) примыкающего сверху уровня. Для определения вектора приоритетов необходимо вычислить собственные векторы матрицы, а затем нормализовать результат к единице. Полученный таким образом вектор называется локальным вектором приоритетов. Он должен быть найден для каждой матрицы парных сравнений.

После построения матриц парных сравнений и определения локальных приоритетов осуществляется синтез приоритетов. Приоритеты синтезируются, начиная со второго уровня, вниз. Локальные приоритеты перемножаются на приоритет соответствующего критерия на вышестоящем уровне и суммируются по каждому элементу в соответствии с критериями, на которые воздействует этот элемент (каждый элемент второго уровня умножается на единицу, т.е. на вес единственной цели самого верхнего уровня). Это дает составной (обобщенный) или глобальный приоритет того элемента, который затем используется для взвешивания локальных приоритетов элементов, сравниваемых по отношению к нему как к критерию и расположенных уровнем ниже. Процедура продолжается до самого нижнего уровня. Поясним эту процедуру на примере трехуровневой иерархии: цель – критерии – альтернативы.

Для трехуровневой иерархии в соответствии с рассматриваемым методом необходимо построить одну матрицу парных сравнений для сопоставления важности критериев по отношению к цели (табл. 10.4) и группу матриц парных сравнений для сопоставления важности набора альтернатив по отношению к каждому из N критериев (табл. 10.5.).

Таблица 10.4

Цель	Критерий 1	Критерий 2	...	Критерий N	Вектор приоритетов
Критерий 1	1	a_{12}	...	a_{1N}	X_1
Критерий 2	$1/a_{12}$	1	...	a_{2N}	X_2
. . .	. . .	. . .	...	. . .	. . .
Критерий N	$1/a_{1N}$	$1/a_{2N}$	...	1	X_N

Таблица 10.5

Критерий	Альтернатива A	Альтернатива B	Альтернатива C	...	Вектор приоритетов
Альтернатива A	1	a^i_{AB}	a^i_{AC}	...	X_i^A
Альтернатива B	$1/a^i_{AB}$	1	a^i_{BC}	...	X_i^B
Альтернатива C	$1/a^i_{AC}$	$1/a^i_{BC}$	1	...	X_i^C
. . .	. . .	. . .	. . .	...	. . .

Векторы приоритетов, определяемые из матриц парных сравнений (табл. 10.4, 10.5), являются локальными приоритетами. Для определения обобщенных приоритетов (а в частном случае трехуровневой иерархии они являются в то же время и глобальными приоритетами) строится таблица приоритетов (табл. 10.6).

Таблица 10.6

Альтернатива	Вектор локальных приоритетов из табл. 10.4				Вектор обобщенных приоритетов
	X_1	X_2	...	X_N	
A	X_1^A	X_2^A	...	X_N^A	X^A
B	X_1^B	X_2^B	...	X_N^B	X^B
C	X_1^C	X_2^C	...	X_N^C	X^C
. . .	. . .	. . .	...	. . .	. . .

Обобщенные (глобальные) приоритеты X^A, X^B, X^C, ... вычисляются по формуле

$$X^* = (X^*_1 X_1) + (X^*_2 X_2) + \ldots + (X^*_n X_n), \qquad (10.12)$$

где под знаком (*) понимаются буквы *A*, *B*, *C*, ...

Вектор глобальных приоритетов показывает вес каждой из альтернатив (самого нижнего уровня иерархии) по отношению к цели (на самом верхнем уровне иерархии). Поэтому, сравнивая количественно компоненты вектора глобальных приоритетов, можно выбрать лучшую альтернативу, которая в наибольшей степени отвечает поставленной цели.

После определения глобальных приоритетов следует оценить согласованность всей иерархии. Согласованность всей иерархии можно найти, перемножая каждый индекс согласованности на приоритет соответствующего критерия и далее суммируя полученные числа. Результат затем делится на выражение такого же типа, но со случайным индексом согласованности, соответствующим каждой взвешенной приоритетами матрице. Приемлемым является значение отношения согласованности 0,1 и менее. В противном случае качество суждений следует улучшить, возможно пересмотрев способ, следуя которому задают вопросы и выносят суждения при проведении парных сравнений. Если это не поможет улучшить согласованность, то, вероятно, следует более точно структурировать задачу. Потребуется возврат к этапу 1, хотя пересмотра могут потребовать только «сомнительные» части иерархии.

Приложение. ХАРАКТЕРИСТИКИ ЗУР

Таблица П.1

Характеристики первых отечественных управляемых ракет

Шифр изделия	Время полета, с	Стартовая масса, m_o, кг	Длина, м	Наклонная дальность полета, км	Высота полета H_{max}, км	Скорость полета, М	Масса боевой части $m_{БЧ}$, кг	Максимальный промах, м
205	50	3400	11,6	30	3-20	3,0	320	50
ШБ-32	60	1370	7,8	30	3-20	2,5	120	30
1 Д	50	2287	10,6	30	3-22	3,5	195	30

Таблица П.2

Характеристики ЗУР большой и средней дальности

Наименование системы, страна, год создания	Ракета	Стартовая масса m_o, кг	Длина/ диаметр l/d, м/м	Дальность полета x_{max}, км	Высота полета H_{max}, км	Скорость полета, м/с	Масса боевой части $m_{БЧ}$, кг	ДУ	Система наведения
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
С-200ВЭ «Ангара» Россия, 1967	5В28Э 2-ступенчатая (SA-5)	7100	10,8/0,75	до 300	35–40	1350	ОФ 240	4 боковых ускорителя РДТТ+ЖРД	ПАРГС
«Хоук» США	Усовершенствованный «Хоук»	625	5,1/0,37	2-40	0,015-18	790	ОФ 75	2-режимный РДТТ	ПАРГС
«Пэтриот» PAC-2 США, 1989	«Пэтриот» MIM-104A	1000	5,31/0,41	70	25	1600	ОФ 90	1-режимный РДТТ	РК+ ПАРГС
SAMP Франция	«Астер-30» 2-ступенчатая	445	4,8/ 0,18:0,54	70	20	1320	15-20	РДТТ+РДТТ	ИН+АРГС

Окончание табл. П.2

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
С-75М3 «Волхов» Россия, 1961	20Д (SA-2) 2-ступенчатая	2390	10,8/ 0,5:0,65	7-43	0,1-30	1150	ОФ 196	РДТТ+ЖРД	РК
С-125М1 «Печора» Россия, 1962	5В27 (SA-3) 2-ступенчатая	950	6,1/ 0,37:0,56	2,5-25	0,02-18	1150	60	РДТТ+ЖРД	РК
1К11 «Круг» Россия, 1964	3М8М(SA-4) 2-ступенчатая	2500	8,8/0,86	6-50	0,15-25	850	150	РДТТ+ ПВРД на жидком топливе	РК+ПАРГС
2К12 «Куб» Россия, 1967	3М9 (SA-6) 2-ступенчатая	630	5,8/0,335	4-25	0,02-7,5	600	57	РДТТ+ПВРД на жидком топливе	РК+ПАРГС
«Бук-М1» Россия, 1983	9М38(SA-11) 1-ступенчатая	685	5,59/0,4	3,5-30	0,015-22	850	70	2-режимный РДТТ	ИН+ПАРГС
С-300 Россия, 1980	5В55(SA-10A) 1-ступенчатая	1670	7,25/0,51	до 90	0,025-25	1700	130	1-режимный РДТТ	РК+ПАРГС
С-300 ПМУ1 Россия, 1985	48Н6Е (SA-10B) 1-ступенчатая	1800	7,5/0,52	5-150	0,01-27	1900	145	1-режимный РДТТ	РК+ПАРГС
С-300 В Россия, 1986	9М83(SA-12A) 2-ступенчатая	2275	7,9/0,9	8-100	0,025-25	1700	150	РДТТ+РДТТ	ИН+ПАРГС

Примечание. ОФ – осколочно-фугасная боевая часть.

Таблица П.3

Характеристики ЗУР малой дальности

Наименование системы, страна	Ракета	Стартовая масса m_o, кг	Длина/ диаметр l/d, м/м	Дальность полета x_{max}, км	Высота полета H_{max}, км	Скорость полета, м/с	Масса боевой части $m_{БЧ}$, кг	ДУ	Система наведения
«Чапарэл» США	«Чапарэл»	85	2,91/0,13	0,8-6	0,015-3,5	750	4,5	1-режимный РДТТ	ИКГСН
«Трект-Рап» Англия	«Рапира»	42,5	2,24/0,127	0,7-6,5	0,015-4	660	3	2-режимный РДТТ	РК (TV+ИК)
«Роланд-3» Германия, Франция	«Роланд»	95	2,6/0,16	0,5-8	0,015-6	570	9	2-камерный РДТТ	РК (TV+ИК)
«Адатс» Швейцария, США	«Адатс»	51	2,05/0,152	0,5-10	0,001-5	900	12,5	1-режимный РДТТ	РК (ИК, оптич., лазер)
«Оса» Россия, 1968	9М33 (SA-8)	128	3,1/0,21	1,6-10	0,025-5	660	15	2-режимный РДТТ	РК
«Тор» Россия, 1988	9М330 (SA-15)	165	2,9/0,235	1,5-12	0,01-6	850	15	2-режимный РДТТ	РК+TV
«Тунгуска» Россия, 1986	9М331 (SA-19)	42	2,56/0,076-0,155	2,5-8	0,015-3,5	900	9	РДТТ	РК+TV
«Панцирь» Россия		65	3,2/0,17	1-12	0,005-6	1100	16	РДТТ	РК+ИК+ОПТ

Таблица П.4

Характеристики ЗУР сверхмалой дальности

Наименование системы, страна	Ракета	Стартовая масса m_0, кг	Длина/диаметр l/d, м/м	Дальность полета x_{max}, км	Высота полета H_{max}, км	Скорость полета, м/с	Масса боевой части $m_{БЧ}$, кг	ДУ	Система наведения
«Стингер» США	«Стингер»	10	1,5/0,07	0,5-3,5	1,5	650	0,7	2-режимный РДТТ	ИКГСН
SATCP Франция	«Мистраль»	17,6	1,84/0,09	0,3-6	0,015-3	860	3	РДТТ	ИКГСН
RBS-70 Швеция	RBS-70	15	1,32/0,106	0,5-5	3	560	1	РДТТ	РК
«Стрела-2» (SA-7) Россия, 1968	9М32	9,2	1,44/0,07	0,8-3,4	0,05-1,5	450	1,17	2-режимный РДТТ	ИКГСН
«Игла» (SA-16) Россия, 1986	9М39	12,5	1,55/0,07	0,5-5,2	0,01-3,5	570	1,18	2-режимный РДТТ	ИКГСН
«Стрела-10» (SA-13) Россия, 1980	9М37	12,3	2,2/0,12	0,5-5	0,025-3,0	550	4	2-режимный РДТТ	ИКГСН

Таблица П.5

Характеристики ракет-перехватчиков систем ПРО

Наименование системы, страна	Ракета	Стартовая масса m_0, кг	Длина/диаметр l/d, м/м	Дальность полета x_{max}, км	Высота полета H_{max}, км	Скорость полета, м/с	Масса боевой части $m_{БЧ}$, кг	ДУ	Система наведения
«Найк-Х» США, 1963	«Спартан» 3-ступенчатая	15000	16,7/1,17	640	300	3000	ЯБЧ	РДТТ	РК
«Найк-Х» США, 1963	«Спринт» 2-ступенчатая	3400	8,2/1,37	40	30	2700	ЯБЧ	РДТТ	РК
«Найк-Х» США, 1963	«Хайбекс» 2-ступенчатая	2500	6,1/1,0	20	10		ЯБЧ	РДТТ	РК
«Пэтриот» РАС-2 США, 1989	«Пэтриот» MIM-104A	1000	5,31/0,41	20	15	1600	90 Осколочно-фугасная БЧ	РДТТ	РК+ ПАРГС
«Сейфгард» США, 1969	«Лоад»	2500	4,9/	15	2	2600		РДТТ	РК
«Пэтриот» РАС-3 США, 1997	«Эринт-1»	318	5,01/0,25	30	15		11 Кинетическая БЧ	РДТТ	ИН+АРГС
ТХААД США, 1997 (2006)	ТХААД 2-ступенчатая	600(800)	5,8/0,34	200/160	150/100	2600	Кинетическая БЧ		ИН+ ИКГСН
«Иджис» США, 2000	«Стандарт SM-2» (Бл4А) 2-ступенчатая	1450	6,55/0,53	100	50		60 Осколочно-фугасная БЧ	РДТТ	ИН+ ПАРГСН+ +ИКГСН

Окончание табл. П.5

Наименование системы, страна	Ракета	Стартовая масса m_0, кг	Длина/диаметр l/d, м/м	Дальность полета x_{max}, км	Высота полета H_{max}, км	Скорость полета, м/с	Масса боевой части $m_{БЧ}$, кг	ДУ	Система наведения
«Иджис» США, 2005-2010	«Стандарт SM-3» 4-ступенчатая	1600	6,5/	400	300	4300-4800	10-18 Кинетическая БЧ	РДТТ	ИКГСН
«Эрроу»-ACES Израиль	«Эрроу-2» 2-ступенчатая	1300	7/0,8	70-90/56	100/50		Осколочно-фугасная БЧ	РДТТ	РГС+ ИКГСН
SAAM (SAMPT/N) Франция, Италия	«Астер-30» 2-ступенчатая	445	4,8/0,18-0.38	30-35	15-20	1320	15 Осколочно-фугасная БЧ	РДТТ	АРГС+ИН
А-135 (АВМ-3-Х) Россия, 1987	53Т6 (SH-08)	10000	10.1	80			ЯБЧ	РДТТ	РК
А-135 (АВМ-3-Х) Россия, 1987	(SH-11)	33000	19,8/2,57	350			ЯБЧ	РДТТ	РК
С-300В Россия	9М82 2-ступенчатая	4635	9,9/1,2	13-100	1-30		150 Осколочно-фугасная БЧ	РДТТ+ РДТТ	ИН+ ПАРГС

ЛИТЕРАТУРА

1. *Алемасов В.Е., Дрегалин А.Ф., Тишин А.П.* Теория ракетных двигателей/ Под ред. В.П. Глушко. – М.: Машиностроение, 1989. –464 с.
2. *Браммер К., Зиффлинг Г.* Фильтр Калмана – Бюси. – М.: Наука, 1982. – 200 с.
3. *Брусов В.С., Баранов С.К.* Оптимальное проектирование летательных аппаратов: Многоцелевой подход. – М.: Машиностроение, 1989. – 232 с.
4. *Вентцель Е.С.* Исследование операций. – М.: Сов. радио, 1972. – 552 с.
5. *Голубев И.С., Парафесь С.Г.* Экспертиза проектов летательных аппаратов. – М.: Изд-во МАИ, 1996. – 100 с.
6. *Голубев И.С., Самарин А.В.* Проектирование конструкций летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1991. – 512 с.
7. *Голубев И.С., Самарин А.В., Новосельцев В.И.* Конструкция и проектирование летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1995. – 448 с
8. *Горбунов В.С.* Эффективность обнаружения целей. – М.: Воениздат, 1979. – 160 с.
9. *Горелик А.Л., Бутко Г.И., Белоусов Ю.А.* Бортовые цифровые вычислительные машины. – М.: Машиностроение, 1975.
10. Гироскопические системы. Ч.II. Гироскопические стабилизаторы / Под ред. Д.С. Пельпора. – М.: Высш. шк., 1977. – 222 с.
11. *Демидов В.П., Кутыев Н.Ш.* Управление зенитными ракетами. – М.: Воениздат, 1989. – 335 с.
12. *Деч Г.* Руководство к практическому применению преобразования Лапласа. – М.: Физматгиз, 1958. – 207 с.
13. Динамическое проектирование систем управления автоматических ЛА / Под ред. Е.А. Федосова. – М.: Машиностроение, 1997. – 336 с.
14. *Егер С.М., Лисейцев Н.К., Самойлович О.С.* Основы автоматизированного проектирования самолетов. – М.: Машиностроение, 1986. – 232 с.
15. *Каплун В.А.* Обтекатели антенн СВЧ. – М.: Сов. радио, 1974.
16. *Колесников К.С., Сухов В.Н.* Упругий летательный аппарат как объект автоматического управления. – М.: Машиностроение, 1974. – 268 с.
17. *Корн Г., Корн Т.* Справочник по математике для научных работников и инженеров. – М.: Наука, 1973. – 831 с.
18. *Космодемьянский А.А.* Курс теоретической механики. – М.: Физматгиз, 1955.
19. *Костин С.В., Петров Б.И., Гамынин Н.С.* Рулевые приводы. – М.: Машиностроение, 1973. – 204 с.
20. *Краснов Н.Ф.* Аэродинамика тел вращения. – М.: Машиностроение, 1964. – 560 с.

21. *Лазарев Л.П.* Оптико-электронные приборы наведения. – М.: Машиностроение, 1989. – 512 с.

22. *Ллойд Д. и Липов М.* Надежность. Организация исследования, методы, математический аппарат: Пер. с англ. – М: Сов. радио, 1964.

23. *Матвеенко А.М.* Аналитическое проектирование гидравлических систем летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1997. – 168 с.

24. *Матвеенко А.М., Зверев И.И.* Проектирование гидравлических систем летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1982. – 296 с.

25. *Матвеенко А.М., Пейко Я.Н., Комаров А.А.* Расчет и испытания гидравлических систем летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1974. – 180 с.

26. *Меньшиков В.А.* Полигонные испытания. – М.: КОСМО, 1997. – 416 с.

27. *Мизрохи В.Я.* Выбор облика ракеты и определение универсальной зависимости точности самонаведения на основе закона подобия // Полет. 2001 № 2.

28. Московский авиационно-космический салон: Сб. под ред. Н.Н. Новичкова. – М.: ИПТК Логос, 1995.

29. *Неупокоев Ф.К.* Противовоздушный бой. – М.: Воениздат, 1989. – 262 с.

30. *Николаев Ю.М., Соломонов Ю.С.* Инженерное проектирование управляемых баллистических ракет с РДТТ. – М.: Воениздат, 1979. – 240 с.

31. *Новиков В.Н., Авхимович Б.М., Вейтин В.Е.* Основы устройства и конструирования летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1991. – 386 с.

32. *Новиков В.Н., Вейтин В.Е.* Введение в ракетно-космическую технику. – М.: Изд-во МАИ, 1997. – 210 с.

33. *Оболенский Е.П., Сахаров Б.И., Сибиряков В.А.* Прочность летательных аппаратов и их агрегатов. – М.: Машиностроение, 1995. – 504 с.

34. *Овчаров Л.А.* Прикладные задачи теории массового обслуживания. – М.: Машиностроение, 1969. – 323 с.

35. *Одрин В.М.* Метод морфологического анализа технических систем. – М.: ВНИИ ПИ, 1989. – 311 с.

36. *Осин М.И.* Методы автоматизированного проектирования летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1984. – 168 с.

37. Основы автоматического регулирования / Под ред. В.В. Солодовникова. – М.: Машгиз, 1954. – 1116 с.

38. Основы синтеза систем летательных аппаратов / Под ред. А.А. Лебедева. – М.: Машиностроение, 1987. – 224 с.

39. *Пересада С.А.* Зенитные ракетные комплексы. – М.: Воениздат, 1973. – 272 с.

40. *Петухов С.И., Степанов А.Н.* Эффективность ракетных средств ПВО. – М.: Воениздат, 1976. – 104 с.

41. *Понтрягин Л.С., Болтянский В.Г.* и др. Математическая теория оптимальных процессов. – М.: Физматгиз, 1961. – 391 с.

42. Проектирование следящих гидравлических приводов летательных аппаратов / Под ред. Н.С. Гамынина. – М.: Машиностроение, 1981. – 312 с

43. Проектирование конструкций самолетов. / Е.С. Войт, З.А. Мелик-Саркисян, А.И. Ендогур, И.М. Алявдин. – М.: Машиностроение, 1987. – 416 с.

44. *Резников Г.Б.* Антенны летательных аппаратов. – М.: Сов. радио, 1967.

45. *Саати Т.* Принятие решений: Метод анализа иерархий: Пер. с англ. – М.: Радио и связь, 1993. – 311 с.

46. Системы оборудования летательных аппаратов. / М.Г. Акопов, В.И. Бекасов, А.С. Евсеев и др.; Под. ред. А.М. Матвеенко и В.И. Бекасова. – М.: Машиностроение, 1995. – 496 с.

47. Справочник по теории автоматического управления / Под ред. А.А. Красовского. – М.: Наука, 1987. – 311 с.

48. *Суриков Б.Т.* Ракетные средства борьбы с низколетящими целями. – М.: Воениздат, 1973. – 204 с.

49. *Фахрутдинов И.Х., Котельников А.В.* Конструкция и проектирование ракетных двигателей твердого топлива. – М.: Машиностроение, 1987. – 326 с.

50. *Феодосьев В.И., Синярев Г.Б.* Введение в ракетную технику. – М.: Оборонгиз, 1956.

51. *Червоный А.А., Лукьященко В.И., Костин Л.В.* Надежность сложных систем. – М.: Машиностроение, 1976. – 288 с.

52. *Чернобровкин Л.С., Петраш В.Я.* Прикладные программы учебной системы автоматизированного проектирования летательных аппаратов. – М.: Изд-во МАИ, 1980. – 91 с.

53. *Чернобровкин Л.С.* Общие вопросы проектирования и выбор схемы ЛА. – М.: МАИ, 1987. – 75 с.

54. *Чернобровкин Л.С.* Аэродинамическая компоновка ЛА. Баллистическое проектирование. – М.: Изд-во МАИ, 1988. – 73 с.

55. *Чернобровкин Л.С.* Расчет стартовой массы и размеров ЛА. – М.: Изд-во МАИ, 1989. – 77 с.

56. *Шишков Ю.А., Ворошилов В.А.* Многоканальная радиолокация с временным разделением каналов. – М.: Радио и связь, 1987. – 144 с.

57. *Голубев И.С., Протопопов В.И.* Проектная конкурентоспособность авиа- и автотранспортных средств. – М.: Изд-во МАИ, 2000. – 200 с.

58. *Остапенко С.Н., Андреев Г.И. и др.* Методология управления жизненным циклом сложных технических систем. – М., ВНИИСН, 1998.
59. *Андреев Г.И., Витчинка В.В., Остапенко С.Н.* Методика сравнительной оценки образцов для сложных систем специального назначения// Экономика и математические методы. 1999. Т. 35. Вып. 4.
60. *Мизрохи В.Я.* Сборник задач по проектированию газодинамического управления зенитных ракет. –М.: Изд-во МАИ, 2000. – 46 с.
61. *Тарасов Е.В., Балык В.М.* Методы проектирования летательных аппаратов. – М.: Изд-во МАИ, 2000. – 324 с.

ПРЕДМЕТНЫЙ УКАЗАТЕЛЬ

С

Т

У

Ф

Х

Ц

Ч

Э

ОГЛАВЛЕНИЕ

Учебное издание

Архангельский Иван Иванович
Афанасьев Павел Павлович
Болотов Евгений Георгиевич
Голубев Иван Семенович
Матвеенко Александр Макарович
Мизрохи Владимир Яковлевич
Новиков Владимир Николаевич
Остапенко Сергей Николаевич
Светлов Владимир Григорьевич

ПРОЕКТИРОВАНИЕ ЗЕНИТНЫХ УПРАВЛЯЕМЫХ РАКЕТ

Редактор *Е.Л. Мочина*
Компьютерная верстка *Н.А. Баранова*

ИБ № 431

Лицензия ЛР № 040211 от 07.04.97 г. Подписано в печать 29.07.2001 г.
Формат 60×84 1/16. Бумага офсетная. Гарнитура Таймс. Печать офсетная.
Усл. печ. л. 42,55 Уч. -изд. л. 45,75. Тираж 1000 экз. Заказ № 2209. С.66

Издательство МАИ
«МАИ», Волоколамское ш., дом 4,
Москва, А-80, ГСП-3 125993

Типография Издательства МАИ
«МАИ», Волоколамское ш., дом 4,
Москва, А-80, ГСП-3 125993